

ПЕРВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ ИСТРЕБИТЕЛИ СУХОГО



POLYGON

А. ЖИРНОВ 93г.

Издательство "Гончаръ" предлагает своим читателям очередной выпуск серии "Боевые Птицы", посвященный первым реактивным истребителям Сухого.

Проекты реактивных самолетов Су-9, Су-15 и Су-17 и их модификаций, разработанные под руководством П.О. Сухого, содержали ряд новых оригинальных технических решений. Высокие тактико-технические показатели этих опытных машин обеспечили им достойное место в истории развития боевой авиационной техники.

В издании использованы фотоматериалы из архивов ОКБ им. П.О. Сухого, музея ЛИИ им. М.М. Громова, Научно-мемориального музея Н.Е. Жуковского.

Автор выражает признательность за помощь при подготовке материалов к изданию Г. Петрову, К. Косминкову, Е. Павлову, Ю. Живчикову, Ю. Неверову, В. Суслову.

Обложка художника А. Жирнова

© ГОНЧАРЪ, POLYGON®, Книги для моделистов, 1994

Копирование, озвучание и размножение текста, а также графического материала данного издания без письменного разрешения издателя запрещаются на основании законов об авторском праве.

123364, Москва, а/я 130. Тел.: (095) 158-6206
Факс: (095) 158-6622

Copyright © ГОНЧАРЪ, POLYGON®, Books for modellers, 1994

All rights reserved. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, transmitted in any form by any means electrical, mechanical or photocopied, recorded or otherwise without prior written permission of the publisher.

Russia, 123364, Moscow, P.O. Box 130. Phone: (7-095) 158-6206
Fax: (7-095) 158-6622

ISBN 5-88541-003-8

POLYGON® является зарегистрированной торговой маркой издательства ГОНЧАРЪ.
POLYGON® is a registered trademark of GONCHAR PUBLISHING HOUSE.

POLYGON

Авиационная Серия «Боевые Птицы»

ПЕРВЫЕ РЕАКТИВНЫЕ ИСТРЕБИТЕЛИ СУХОГО

Николай Гордюков



Москва
1994

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР ПАВЕЛ ОСИПОВИЧ СУХОЙ (1895 - 1975 гг.)

Имя выдающегося советского конструктора авиационной техники Павла Осиповича Сухого сегодня известно во всем мире, самолеты с маркой «Су» занимают достойное место в истории развития отечественного и мирового самолетостроения. Советское правительство всегда высоко оценивало труд талантливого конструктора и ученого. Доктор технических наук П.О. Сухой - дважды Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственных премий, награжден многими орденами и медалями.

Под руководством П.О. Сухого за полувековой период его творческой деятельности было спроектировано свыше пятидесяти оригинальных конструкций, построено более четырех десятков типов самолетов, около двадцати из которых строились серийно и состояли на вооружении наших ВВС.

Будущий конструктор родился 22(10) июля 1895 г. в селе Глубокое (западная Белоруссия) в семье учителя начальной школы Дисненского уезда Виленской губернии. Через несколько лет семья Осипа Андреевича, отца Павла, переезжает в Гомель. Здесь мальчик учится в гимназии, которую он заканчивает в 1914 г. с серебряной медалью и поступает на физико-математический факультет Московского университета. При первой же возможности Сухой переходит в Московское императорское высшее техническое училище, где профессор Н.Е. Жуковский уже читает свои знаменитые лекции по аэромеханике и руководит студенческим кружком воздухоплавания.

В 1916 г. П.О. Сухой был мобилизован в армию и после окончания Петергофской школы прапорщиков направлен на Северо-Западный фронт. Два



П.О. Сухой. Конец 40-х гг.

года он служил в полку помощником начальника пулеметной команды.

В 1918-1920 гг. П. Сухой преподает математику в железнодорожной школе, после чего продолжает учебу в МВТУ. В 1924 г. Андрей Николаевич Туполев приглашает прилежного и способного студента Сухого, еще не окончившего учебу, работать чертежником в Центральный аэрогидродинамический институт. Павел с радостью соглашается, в следующем году под руководством А.Н. Туполева делает дипломный проект и успешно защищает его. Теперь он полноправный сотрудник ЦАГИ - инженер отдела авиации, гидроавиации и опытного строительства (АГОС) ЦАГИ.

В 20-х годах во многих странах Европы быстро внедрялись в производство самолеты, построенные целиком или частично из дюралюминия. Проводились аналогичные работы и в нашей стране. Проектирование цельнометаллических самолетов было поручено АГОС ЦАГИ. Под руководством А.Н. Туполева строятся самолеты-разведчики Р-3 (АНТ-3) и Р-7 (АНТ-10), тяжелые бомбардировщики ТБ-1 и ТБ-3, пассажирские самолеты АНТ-9 и «Максим Горький» (АНТ-20), торпедные катера, и во всех этих работах П. Сухой принимает активное участие.

Самостоятельная творческая деятельность Павла Осиповича как ведущего инженера началась с разработки и постройки первого советского цельнометаллического истребителя И-4. Результаты государственных испытаний превзошли все ожидания: было признано, что И-4 не уступает лучшим истребителям мира, и еще до окончания летных испытаний было принято решение о запуске его в серийное производство. Самолет состоял на вооружении наших ВВС в течение пяти лет.

Руководя бригадой КОСОС (конструкторского отдела сектора опытного строительства) ЦАГИ, проектировавшей истребители И-14 и ДИП, молодой конструктор проявил смелость и оригинальность мышления, инженерную зрелость. На И-14 были впервые применены гладкая обшивка с подштамповкой и потайной клепкой, убираемое в полете шасси, дисковые тормозные колеса и закрытая отапливаемая кабина летчика. Но не всегда смелость мысли конструкторов воспринималась с пониманием. Уже на «дублере» (И-14 бис) закрытый фонарь кабины, не привычный для летчиков, был снят и кабина стала открытой. Эта доработка была шагом назад, сделанным из-за бытовавшего тогда ложного мнения о неудобстве управления самолетом и значительном ухудшении обзора из закрытой кабины. В эти же годы П. Сухой руководит проектированием истребителя-перехватчика И-8 «Жокей».

Сложнейшие проблемы были решены бригадой П.О. Сухого при проектировании и постройке всемирно известных самолетов РД и «Родина». Рекордный самолет РД («Рекорд Дальности»), или АНТ-25, был первым советским самолетом, специально предназначенным для установления мировых рекордов. Мировая авиационная техника еще не знала самолета подобного класса с таким размахом крыла. В 1934-1937 гг. на самолетах РД был достигнут ряд мировых рекордов дальности полета, а экипаж М. Громова при перелете из Москвы в Сан-Джасинто (США) через Северный полюс установил новый мировой рекорд, преодолев расстояние в 11500 км. Этот рекорд не был побит в течение девяти лет и продержался до 1946 г.

Развивая идею создания дальнего самолета, П.О. Сухой начинает разработку на базе РД новой машины с двумя двигателями, получившей обозначение ДБ-2 (дальний бомбардировщик - второй). На гражданском варианте этого самолета «Родина» 24-25 сентября 1938 г. летчицы В. Гризодубова, П. Осипенко и М. Раскова, пролетев за 26 часов 29 минут 5947 км по маршруту Москва - пос. Керби, установили международный рекорд дальности и продолжительности полета для женского экипажа. Особое внимание конструктор уделил вопросам, связанным с удобством полета женского экипажа. Позднее Валентина Степановна Гризодубова так отзывалась об этой машине: «Наша «Родина» была по тем временам замечательной машиной, ... все физически тяжелые манипуляции выполнялись с помощью легкого нажатия на различные кнопки. Сейчас этим никого не удивишь, но тогда это было новшеством».

Победив в конкурсной разработке многоцелевого самолета «Иванов», Павел Осипович Сухой становится руководителем самостоятельного конструкторского

коллектива - КБ опытного завода, организованного по постановлению СНК СССР от 26 января 1940 г. и приказу НКАП СССР от 27 июня 1940 г. В короткий срок самолет, в технологии изготовления которого использовались новейшие достижения авиационной промышленности, был доведен и запущен в массовое производство сначала под шифром ББ-1, а позднее как Су-2 на трех серийных заводах.

На Су-2 начинали свой боевой путь дважды Герой Советского Союза генерал-лейтенант авиации М.П. Одинцов, Герой Советского Союза маршал авиации И.И. Пстыго, генерал-лейтенант авиации заслуженный военный штурман СССР М.А. Лашин и многие другие; А.А. Иванов, В.И. Яницкий, А.И. Пушкин, воевавшие на Су-2, получили звание Героя Советского Союза. Все они с большой теплотой отзывались об этих небольших, но грозных самолетах-бомбардировщиках.

В трудные годы войны коллектив, руководимый главным конструктором П.О. Сухим, работает над проблемой создания скоростного высотного истребителя (Су-1, Су-3), выпускает и совершенствует самолеты-штурмовики Су-6, Су-8. За создание штурмовика Су-6 главный конструктор самолета П.О. Сухой был удостоен в 1943 г. Сталинской премии первой степени.

В 1944 г. Павел Осипович приступает к созданию новых образцов авиационной техники - с реактивными двигателями. Фронтальной истребитель, получивший обозначение Су-9, имел два турбореактивных двигателя РД-10. На этом самолете впервые в Советском Союзе конструктор применил целый ряд новшеств. На модификации самолета Су-11 Павел Осипович первым использовал отечественные двигатели ТР-1 разработки А.М. Люльки.

В конце сороковых годов П.О. Сухой создает околозвуковой истребитель Су-15 и экспериментальный самолет с крылом большой стреловидности Су-17, который предназначен для достижения в установившемся горизонтальном полете скорости, соответствующей числу 1. На этой машине впервые в мире спроектировали носовую часть фюзеляжа с герметичной кабиной, отстрел которой производился пороховой катапультной.

В 1949 г. решением МАП СССР конструкторское бюро П.О. Сухого было расформировано и восстановлено лишь в 1953 г. Первой разработкой обновленного ОКБ стал фронтальной истребитель Су-7. Его модификация - фронтальной истребитель-бомбардировщик Су-7Б начиная с конца 50-х гг. стал одним из основных боевых самолетов ВВС Советского Союза. Создание Су-7Б - важная веха в отечественном самолетостроении.

Выдающимся достижением ОКБ П.О. Сухого и всего советского самолетостроения явилось создание на базе Су-7Б самолета с крылом изменяемой в полете геометрии. Такие машины получили возможность совершать не только укороченные взлет и посадку, но и длительное патрулирование, используя преимущества развернутого крыла, а также достигать больших скоростей полета при сложенном крыле.

Параллельно с Су-7 разрабатывался одноместный истребитель-перехватчик Т-3 с двигателем А.М. Люльки. Т-3 стал первым отечественным самолетом с принципиально новым крылом треугольной формы с малой относительной толщиной. Такое крыло давало ряд преимуществ на больших сверхзвуковых скоростях полета. В результате разработки истребителя Т-3 были решены важные вопросы аэродинамики больших скоростей и прочности конструкций. На модификации этого самолета Т-43 впервые в практике мирового самолетостроения П.О. Сухой применил створки перепуска с двухсторонним отклонением, обеспечивающие устойчивую работу двигателя на всех режимах полета. На самолетах Т-405 и Т-431 в 1960-1962 гг. летчики-испытатели В.С. Ильюшин, А.А. Кознов и Б.М. Адрианов установили четыре мировых рекорда скорости и высоты полета. Модифицируя этот самолет, П.О. Сухой создает комплексы перехвата Су-11 и Су-15, состоявшие на вооружении частей ПВО более десятка лет.

В 1957 г. коллектив ОКБ сконструировал двухместный однодвигательный истребитель-перехватчик П-1, который первый из отечественных самолетов имел боковые регулируемые воздухозаборники. Оригинально было размещение пятидесяти неуправляемых реактивных снарядов: кассеты со снарядами были размещены за носовым радиолокатором в специальном фюзеляжном отсеке под открывающимися створками.

В связи с переходом к большим скоростям полета из-за высоких температур возникла необходимость применения новых материалов. В 1960 г. на истребителе-перехватчике Т-37, рассчитанном на максимальную скорость полета 3000 км/ч, Павел Осипович решает эту задачу: хвостовая часть фюзеляжа выполняется цельносварной из титановых сплавов и стали.

В 1972 г. начались испытания дальнего сверхзвукового ударного самолета Т-4 («100»); планер самолета целиком выполнили сварным из титана и высокопрочной нержавеющей стали, впервые на отечественном самолете была применена система электродистанционного управления аэродинамическими поверхностями. Создание этого самолета ознаменовало очередной скачок не только в развитии сверхзвуковой авиации, но и в развитии смежных отраслей промышленности.

В последние годы жизни П.О. Сухого под его руководством был спроектирован целый ряд сложнейших авиационных комплексов, которые могут эксплуатироваться в любых метеоусловиях, в любое время суток. Многие из них стоят на страже наших границ и сегодня. Постоянный поиск новых решений, инженерная интуиция, большая творческая смелость Павла Осиповича позволяли ему работать над разнообразными проблемами авиастроения. Среди его разработок - экспериментальные самолеты укороченного взлета и посадки, истребители-бомбардировщики с крылом изменяемой в полете стреловидности, дальние сверхзвуковые самолеты, рассчитанные на длительный полет на больших сверхзвуковых скоростях, фронтовые бомбардировщики, штурмовики и истребители-перехватчики.

15 сентября 1975 г. Павла Осиповича Сухого не стало. Постановлением Совета Министров РСФСР от 10 ноября 1975 г. и приказом министра авиационной промышленности от 19 июля 1976 г. опытному заводу, с которым были связаны долгие годы жизни и творчества конструктора, было присвоено его имя. Завод стал называться «Машиностроительный завод им. П.О. Сухого».

Сегодня основу мощи военно-воздушных сил страны составляют сверхзвуковые самолеты-ракетоносцы с совершенными средствами обнаружения и поражения противника. Это сложнейшие авиационные комплексы с широким применением новейших автоматических устройств и систем, и немалая заслуга в создании таких комплексов принадлежит коллективу ОКБ, которым руководил Генеральный конструктор Павел Осипович Сухой.

Все самолеты марки «Су» носят имя основателя конструкторского бюро Павла Осиповича Сухого. Однако кроме этих официальных названий почти все самолеты ОКБ 40-х - начала 50-х годов имели и другую систему обозначений, принятую на заводе, - по буквам алфавита:

А	Су-6 (1-й опытный)	И	Су-5 (предположительно)
СА	Су-6 (2-й опытный)	К	Су-9 (с 2хРД-10)
С-2А	Су-6 (2-й опытный, двухместный)	Л, ЛК	Су-11 (с 2хТР-1)
Б	Су-8 (ДБШ)	М,МК,ТК	Су-13 (с 2хРД-500)
В	Су-5 (предположительно)	Н	штурмовик с двигателями ВК-1
Г	нет информации	П	Су-15 (с 2хРД-45Ф)
Д	нет информации	Р	Су-17 (с ТР-3)
Е	Су-10	С	Су-7 (с АЛ-7Ф)
Ж	нет информации	Т	Су-9 (с АЛ-7Ф)

В этот список не входят самолеты Су-2, Су-1, Су-3, Су-7, Су-12, УТБ-2 и Ер-2ОН. Начиная с 1955 г. все самолеты разработки ОКБ имели одно из двух заводских обозначений (кроме П-1): «С» - самолеты с стреловидным крылом и «Т» - с треугольным. Ниже мы рассмотрим машины, имевшие заводские шифры К, Л, М, П и Р.



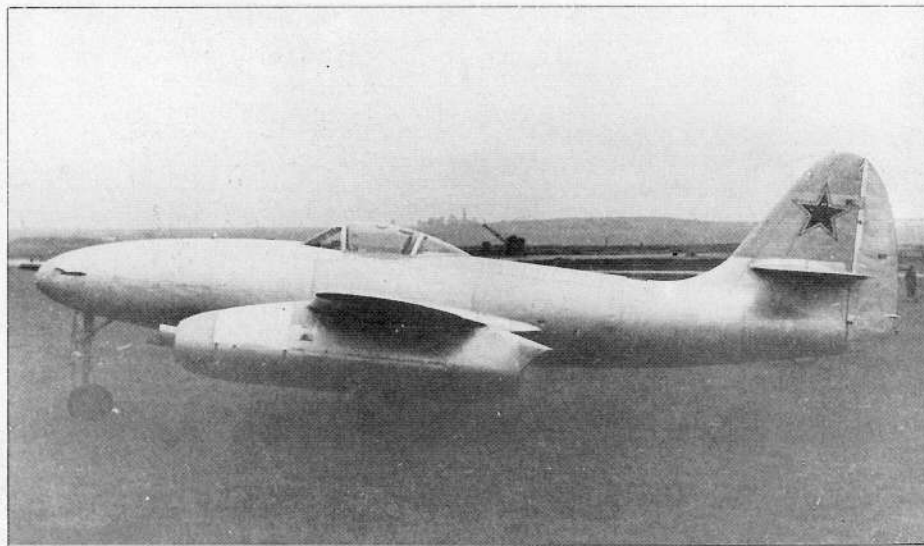
ФРОНТОВОЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ Су-9 («К») И ЕГО МОДИФИКАЦИИ

ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

Первым реактивным самолетом ОКБ П.О. Сухого был опытный истребитель с двумя турбореактивными двигателями РД-10 в гондолах под крылом. Работа над ними началась еще в 1944 г. После смерти конструкторов Н.Н. Поликарпова и В.Г. Ермолаева все доработки их серийных машин были поручены немногочисленному в то время коллективу Сухого. Если добавить еще и задание на постройку в кратчайшие сроки самолетов Ер-2ОН и УТБ-2, то можно понять, почему задерживался выход нового самолета.

Рабочее проектирование конструкции истребителя началось в конце 1945 г., 31 января следующего года для предъявления был готов макет самолета. После проведения макетной комиссии и доработок по ее замечаниям 25 апреля все чертежи были сданы в производство.

Самолет Су-9 во время заводских испытаний (до установки бустерных усилителей)



В июле на статическом экземпляре начались испытания, а на летном - монтаж силовой установки, задержавшийся из-за непоставки двигателей РД-10. К середине октября закончилось проведение статических испытаний, а на аэродроме была завершена сборка летного экземпляра.

По своей аэродинамической схеме новый фронтальный истребитель, получивший обозначение Су-9, напоминал известный немецкий истребитель Me-262, что послужило поводом для многочисленных нападок со стороны руководства министерства авиационной промышленности. Но даже при беглом сравнении можно увидеть ряд коренных отличий Су-9 - таких, как расположение крыла и форма его в плане, наличие зализов в зоне сочленения крыла и фюзеляжа, эллиптическая (а не треугольная) в сечении форма фюзеляжа и так далее.

Самолет представлял собой цельнометаллический моноплан со средним расположением крыла трапециевидной формы в плане и рассчитывался на восьмикратную эксплуатационную и двенадцатикратную разрушающую перегрузки. Фюзеляж самолета переходил в киль, на котором крепилось горизонтальное оперение. Истребитель имел трехопорное убирающееся шасси с передней опорой. Все колеса были снабжены тормозами. Для уменьшения посадочной и взлетной скоростей, а также для сокращения времени перехода на малые скорости полета крыло оснащалось механизацией в виде выдвижных закрылков и воздушных тормозов.

Самолет имел стрелково-пушечное и бомбардировочное вооружение, систему бронирования кабины летчика спереди и сзади. Оборудование машины обеспечивало нормальную работу летчика на всех высотах полета.

Радиооборудование позволяло вести двухстороннюю связь через микрофон в пределах нормального радиуса действия самолета и полета в сложных метеорологических условиях. Безопасное покидание летчиком самолета обеспечивалось аварийным сбрасыванием фонаря и катапультируемым креслом.

Заводские испытания Су-9 начались в ноябре 1946 г. Проводили их ведущий летчик-испытатель Летно-исследовательского института Г.М. Шиянов, летчик-испытатель ЛИИ С.Н. Анохин и летчик НИИ ВВС инженер-полковник А.Г. Кочетков - пилоты заслуженные и широко известные, летавшие не только на

лучших отечественных, но и на новейших зарубежных образцах. Ведущим инженером по испытаниям был назначен М.И. Зуев. 13 ноября после пробных рулежек и устранения некоторых дефектов шасси Георгий Шиянов выполнил первый полет.

Истребитель произвел на испытателей самое благоприятное впечатление. Несмотря на большой диапазон скоростей полета (от 183 до 885 км/ч), «... самолет прост и приятен в пилотировании. По взлету и подходу к посадке похож на самолет Пе-2, - писал в выводах о летных испытаниях ведущий летчик-испытатель Г.М. Шиянов. - При сбалансировании управления триммерами самолет мог летать на одном двигателе с брошенным управлением, также никаких трудностей не представляла посадка с выключенными двигателями. Обслуживание машины отличалось большим удобством, благодаря возможности одновременного производства работ по всем видам оборудования, а также вследствие хороших подходов к основным агрегатам самолета». Одновременно отмечалось, что «на больших скоростях полета высокие нагрузки на органы управления усложняют управление истребителем. Устранение вышеуказанных дефектов сделает пилотирование самолета доступным летчикам ниже средней квалификации». Инженеры и конструкторы, рабочие и техники ОКБ в кратчайшие сроки разработали и изготовили бустеры элеронов и руля высоты, значительно облегчившие работу летчика.

По результатам первого этапа заводских испытаний была проведена работа по увеличению площади вертикального оперения. Второй этап заводских испытаний проходил в 1947 г. 3 августа 1947 г. Су-9, пилотируемый летчиком НИИ ВВС А.Г. Кочетковым, был показан во время воздушного парада в Тушине среди новейших образцов авиационной техники. 18 августа 1947 г. самолет перегнали на аэродром НИИ ВВС для проведения государственных испытаний. После государственных испытаний машину передали на завод для установки бустеров элеронов и руля высоты, с которыми были вновь проведены заводские испытания в полном объеме. С 27 марта по 25 мая 1948 г. на аэродроме ЛИИ МАП было произведено 11 полетов общей продолжительностью 5 ч 13 мин. Была определена зависимость усилий на ручке управления от угла отклонения элеронов и руля высоты для различных скоростей полета при выключенных и включенных бустерах.

Всего за период с 13 ноября 1946 г. по 25 мая 1948 г. на Су-9 было выполнено 136 полетов, общий налет составил 58 ч 58 мин. Самолет находился в летном состоянии, пригодном для дальнейшей эксплуатации, но был списан из-за прекращения финансирования.



Су-9 после доработок. Вид сбоку



Су-9 после доработок. Вид 3/4 спереди

Су-9 после доработок. Вид спереди



Су-9 после доработок. Вид 3/4 сзади

Су-9 после доработок. Вид сзади

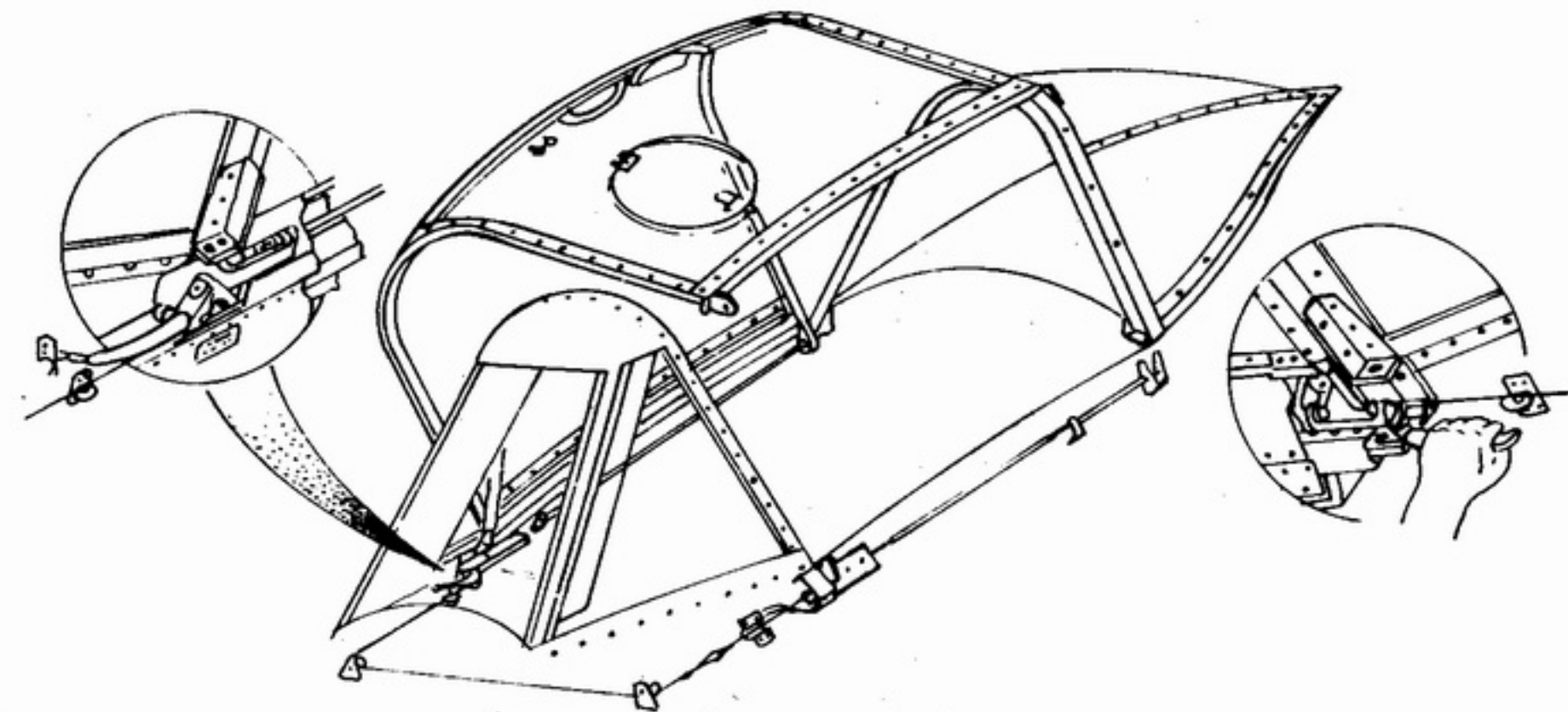
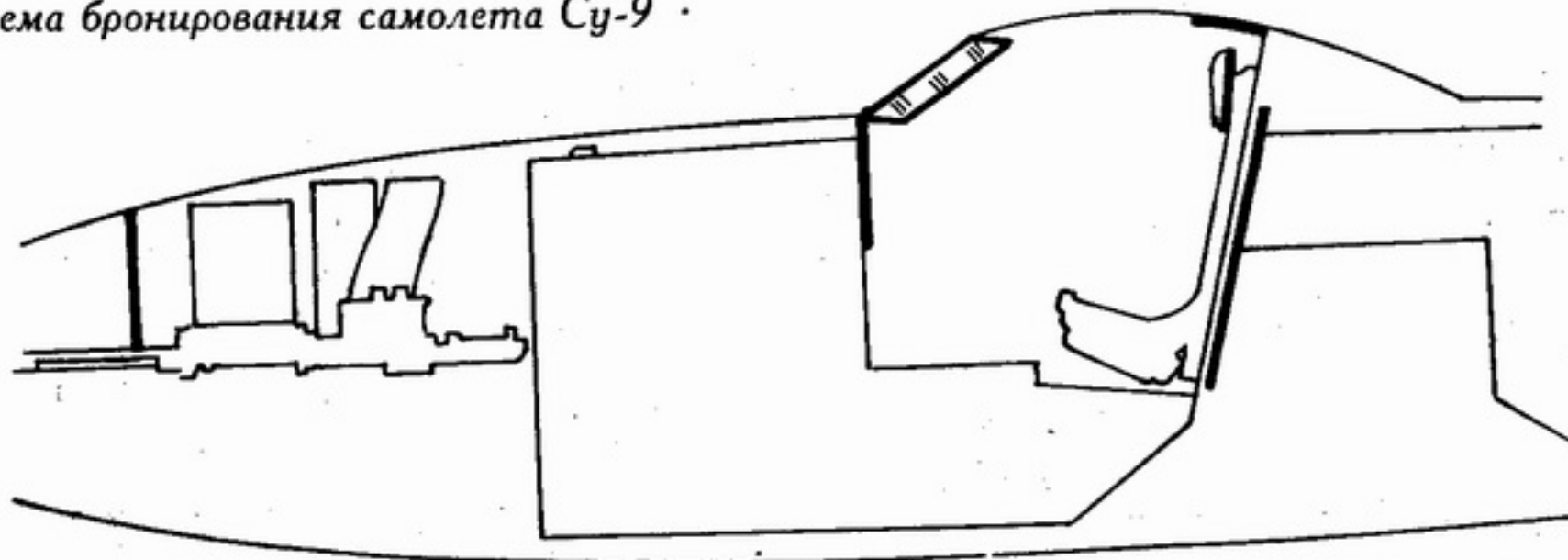


КОНСТРУКЦИЯ, ОБОРУДОВАНИЕ И ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА Су-9 («К»)

ФЮЗЕЛЯЖ самолета - полумонококовой конструкции с гладкой работающей обшивкой - имел каркас из 33 шпангоутов, связанных между собой четырьмя лонжеронами, расположенными по два в верхней и нижней его частях. Неразъемный фюзеляж собирался в стапеле целиком. В носовой части самолета на специальном плато располагалось стрелково-пушечное вооружение, состоявшее из трех пушек. Эта зона фюзеляжа закрывалась тремя легкоъемными панелями, обеспечивавшими удобный подход ко всем агрегатам вооружения. Перед и за кабиной летчика находились два мягких протектированных вставных бака, запас топлива в которых обеспечивал истребителю дальность полета до 1200 км. Кабина летчика защищалась спереди двумя стальными плитами и лобовым бронестеклом толщиной 90 мм, сзади - стальным заголовником и бронестенкой толщиной 12 мм. На фонаре над головой летчика была установлена плита толщиной 6 мм. Снарядный ящик спереди также закрывался бронеплитой толщиной 15 мм.

В средней части фюзеляжа размещалась кабина летчика, закрытая прозрачным фонарем, состоявшим из трех отдельных секций: переднего козырька, средней откидной части и заднего обтекателя. Передний козырек состоял из трех секций: переднего бронестекла и двух боковых стекол из триплекса толщиной 7 мм. На левой стороне фонаря имелся круглый прозрачный лючок, который позволял производить открытие фонаря с внешней стороны. Фонарь открывался с левой стороны на правую, обеспечивая свободный вход и выход из кабины летчика. За кабиной летчика располагался отсек топливного бака и ниже - главных опор шасси, далее - отсек оборудования.

Схема бронирования самолета Су-9 .



Конструкция фонаря кабины летчика самолета Су-9

КРЫЛО - свободонесущее цельнометаллическое однолонжеронное - имело трапециевидную форму в плане. По рекомендациям ЦАГИ по компоновке скоростных самолетов был произведен выбор профилей крыла: для корневой части - ЦАГИ С-1-12, для концевой - КВ-3-12. Крыло состояло из двух консолей, каждая из которых крепилась к фюзеляжу в четырех точках, и двух съемных концевых обтекателей. Для передачи крутящего момента обшивка крыла по всему контуру крепилась к силовому угольнику при помощи болтов с анкерными гайками. Крепление силового угольника к фюзеляжу осуществлялось заклепками.

Крыло имело поперечное V, равное $+4^{\circ}20'$ и угол заклинивания, равный $+1^{\circ}$. Каркас крыла состоял из основного лонжерона, двух дополнительных стенок, нервюр и стрингеров. Лонжерон крыла представлял собой двутавровую балку, пояса которой были образованы стальной лентой и двумя дюралюминиевыми уголками, последние соединялись между собой стенкой из листового дюрала. Задняя дополнительная стенка выполнялась из листового дюрала с отбортованными краями и склепанными для жесткости угольниками. Она крепилась к фюзеляжу при помощи стального сварного уха. Большая часть нервюр имела балочную конструкцию и состояла из трех частей: носка, средней части и хвостовика. Концевой обтекатель был съемным и крепился к крылу по контуру шурупами.

Конструкция элерона состояла из одного лонжерона и десяти балочных нервюр. Обшивка элерона выполнялась из листового дюрала толщиной 0,8 мм. В корневой части левого элерона имелся триммер. Для весовой балансировки в носке элерона

укреплялась стальная трубка, залитая свинцом. Для аэродинамической балансировки элеронов на больших скоростях полета на задней кромке элеронов прикреплялись угольники.

Закрылки состояли из двух отдельных секций (по одной на каждой консоли крыла), которые размещались между фюзеляжем и гондолами двигателей. Каждая секция закрылков подвешивалась к крылу в двух точках и отклонялась при помощи гидроцилиндра.

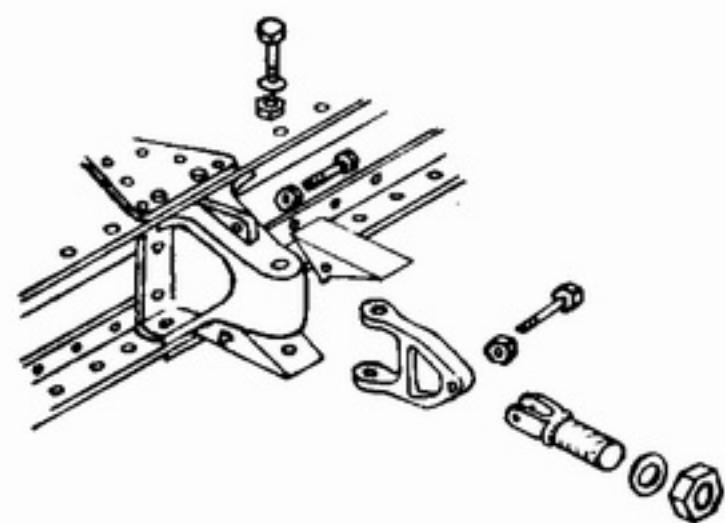
Аэродинамические тормозные щитки оригинальной конструкции размещались между гондолами двигателей и элеронами и состояли из двух половин. Нижняя часть тормозных щитков при посадке отклонялась вниз и работала как посадочный щиток. При работе щитков в качестве воздушных тормозов верхняя и нижняя половины щитков отклонялись в разные стороны и производили торможение самолета. Отклонение тормозных щитков осуществлялось гидросистемой. Углы отклонения тормозов вверх и вниз - до $57,5^\circ$.

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ самолета состояло из кия и стабилизатора. Свободнонесущий цельнометаллический управляемый стабилизатор с гладкой работающей обшивкой имел лонжеронную конструкцию. Каркас его состоял из трех лонжеронов, стрингеров и набора нервюр. Лонжероны - швеллерного и двутаврового сечения. Крепление стабилизатора к фюзеляжу осуществлялось в трех точках: в двух точках при помощи 16 болтов и в передней точке через механизм

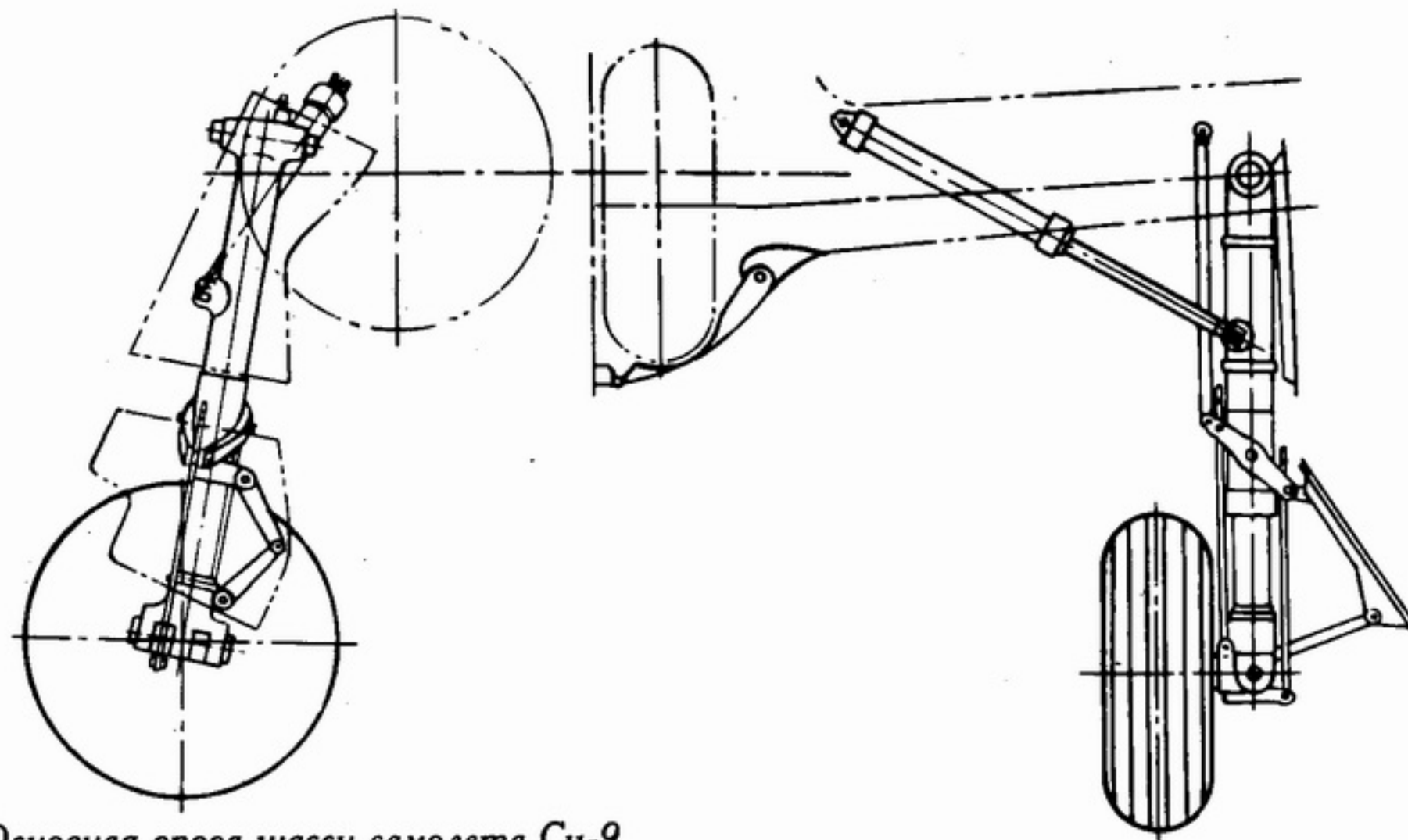
подъемного устройства. Управление стабилизатором производилось подъемником в диапазоне углов $+3^\circ \dots -6^\circ 30'$. Рули высоты однолонжеронной конструкции с работающей обшивкой имели осевую и аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку.

Киль состоял из двух лонжеронов, передней стенки, стрингеров и набора нервюр. Задний лонжерон

киля крепился при помощи одиннадцати болтов, передний лонжерон - двумя болтами. Руль поворота выполнялся полностью из металла и имел осевую аэродинамическую компенсацию и полную весовую балансировку. Конструкция руля поворота аналогична конструкции руля высоты. Руль поворота имел триммер.



Средний узел навески руля высоты



Основная опора шасси самолета Су-9

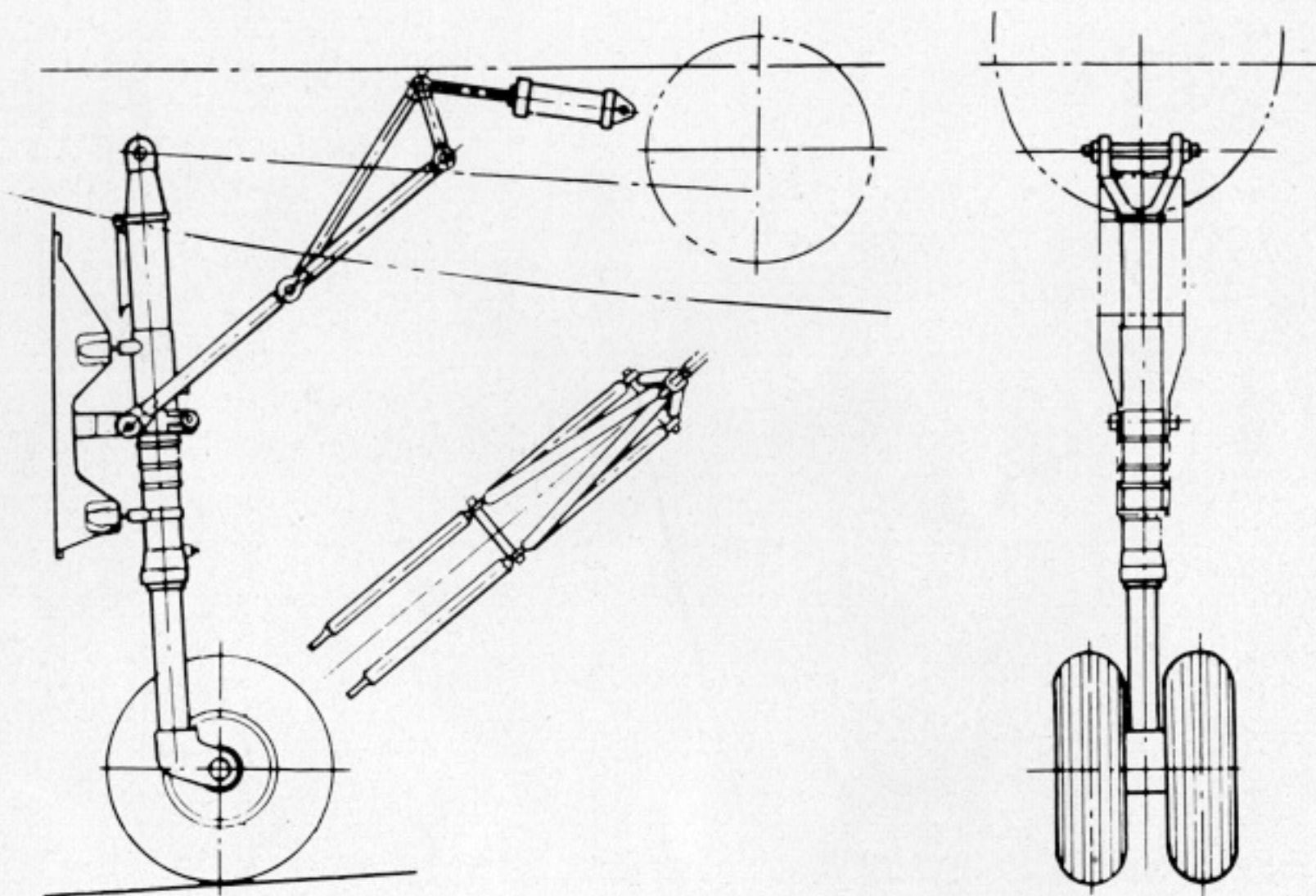
ШАССИ самолета - трехопорное убирающееся. Для защиты задней части фюзеляжа от повреждения при касании земли на посадке на самолете устанавливалась хвостовая предохранительная опора, состоявшая из пакета резиновых пластин (до установки тормозного парашюта).

Основные опоры шасси убирались в крыло и фюзеляж таким образом, что в убранном положении колеса размещались в фюзеляже вертикально. Ниши в крыле закрывались створками, закрепленными на стойках, фюзеляжные ниши - створками с самостоятельным гидравлическим приводом, работавшим так, что в обоих крайних положениях основных опор ниши были закрыты. В условиях нормальной работы на самолете для выпуска и уборки шасси использовалась гидравлическая система, в аварийном режиме - воздушная.

Контроль положения стоек осуществлялся при помощи механической и электрической сигнализации. Электросигнализация - обычного типа, с концевыми выключателями, обеспечивавшими загорание контрольных лампочек. Механическая сигнализация - один «солдатык» перед кабиной летчика для передней опоры и два «солдатыка» - на крыле для основных опор.

Передняя опора убиралась назад в нишу, которая закрывалась створками, механически связанными со стойкой.

На основных опорах устанавливались колеса с шинами размером 750 x 260 мм и двухколодочными пневматическими тормозами. На передней опоре устанавли-



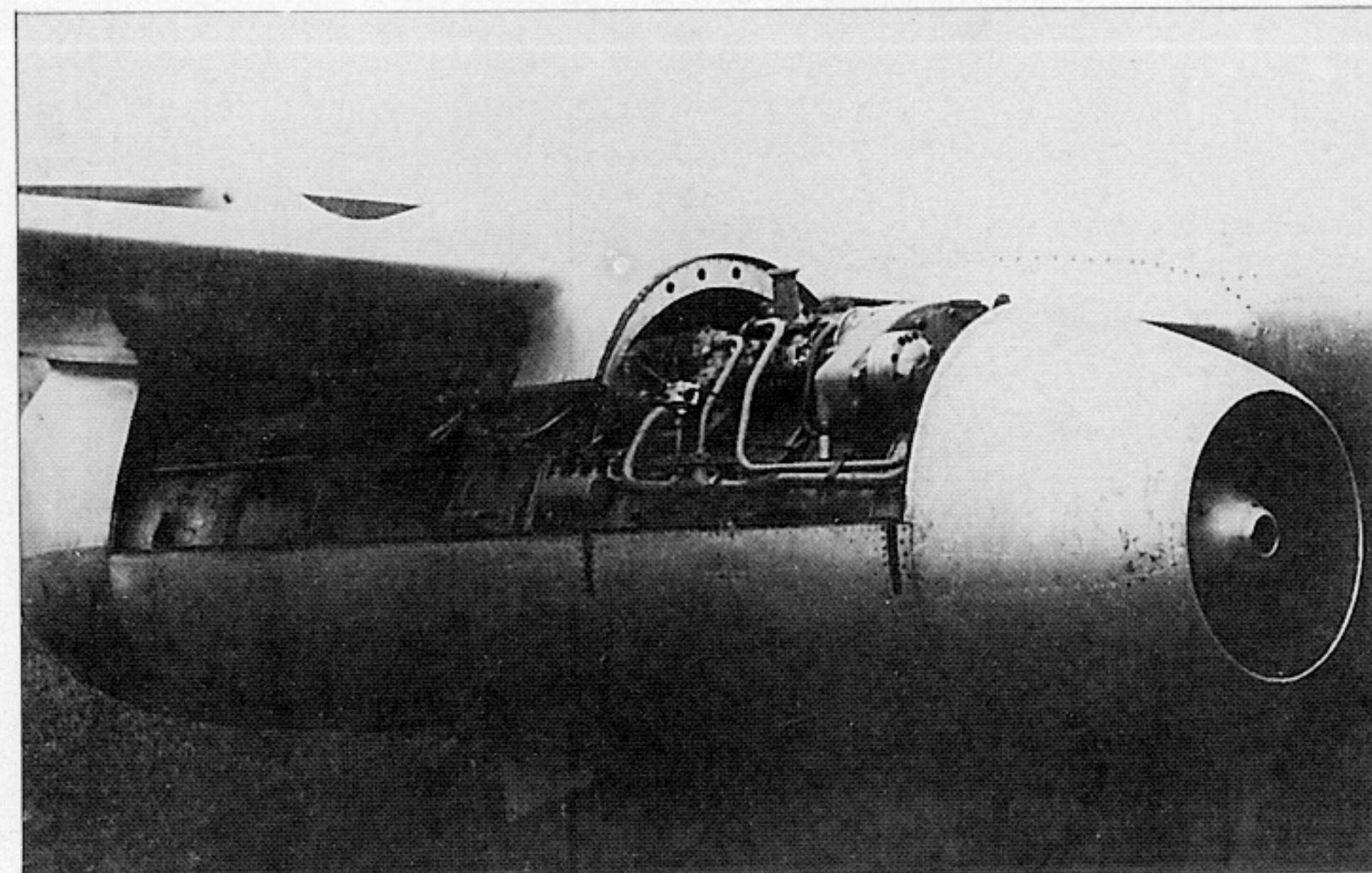
Передняя опора шасси самолета Су-9

вались два спаренных на одной оси колеса с шинами размером 500 x 150 мм и односторонним колодочным тормозом. Тормозная система шасси состояла из двух отдельных систем: для основных колес и для передних. В обеих системах использовался сжатый воздух.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА самолета состояла из двух турбокомпрессорных воздушно-реактивных двигателей РД-10 (ЮМО-004), размещенных в мотогондолах под крылом. Регулирование тяги двигателя осуществлялось путем изменения количества подаваемого топлива и площади выходного сечения реактивного сопла. Управление двигателем - одним рычагом сектора газа.

Капот двигателя состоял из верхней и двух нижних крышек, двух боковин и заднего кока. Крепление крышек осуществлялось при помощи натяжных замков, рукоятки которых выполнялись заподлицо с поверхностью капотов. Задний кок был выполнен из дюралюминиевых листов толщиной 0,8 мм. Задняя кромка кока изготовлялась из жароупорной стали толщиной 0,5 мм и сваривалась точечной электросваркой.

Система питания горючим состояла из двух мягких баков, расположенных в

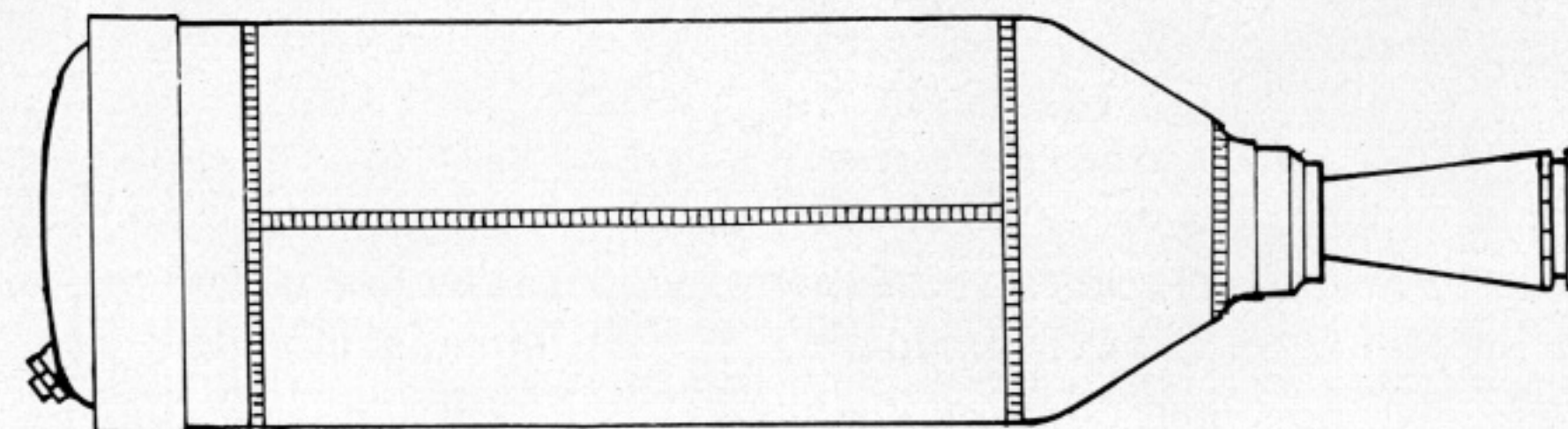


Правый двигатель самолета Су-9 со снятой верхней крышкой капота

фюзеляже, подкачивающих насосов, топливного крана и трубопроводов. Протектированные топливные баки мягкого типа устанавливались в специальные ниши фюзеляжа спереди и сзади кабины пилота. Общий запас топлива в них при нормальном взлетном весе составлял 1372 кг, в перегрузочном варианте - 1852 кг.

На самолете была отработана установка двух стартовых пороховых ускорителей взлета типа У-5, которые позволяли сократить длину разбега на 45-50% (457 м с ускорителями против 910 м - без них). Стартовые ускорители тягой по 1150 кг, работавшие в течение 8 с, монтировались по бортам фюзеляжа за задней

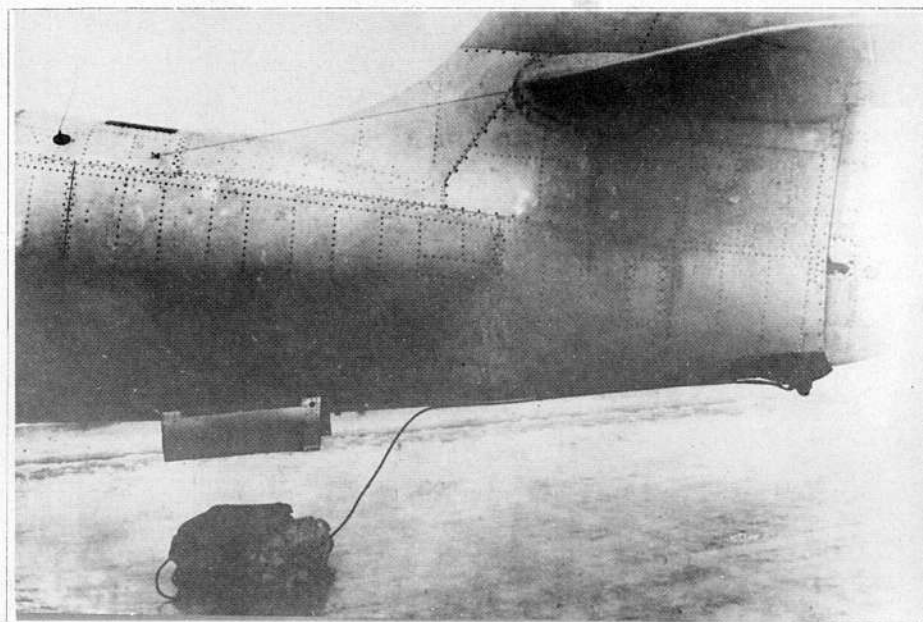
Пороховой ускоритель У-5





Самолет Су-9 с двумя стартовыми ускорителями У-5

Размещение тормозного парашюта на самолете Су-9



Взлет самолета Су-9 с пороховыми стартовыми ускорителями

Посадка самолета Су-9 с тормозным посадочным парашютом



кромкой крыла. Специальные замки обеспечивали автоматическое сбрасывание ускорителей после их выключения.

Значительное увеличение посадочных скоростей привело к необходимости принятия мер для уменьшения длины пробега. На Су-9 был применен посадочный тормозной парашют, значительно (примерно на 30%) сокративший длину пробега (660 м с тормозным парашютом против 960 м - без него).

ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА состояло из стрелково-пушечной батареи и бомб на внешней подвеске. Стрелково-пушечное вооружение размещалось в верхней передней части фюзеляжа на специальном плато в виде неподвижной пушечной батареи, состоявшей из одной пушки Н-37 калибра 37 мм с боезапасом в 40 снарядов и двух пушек НС-23 калибра 23 мм с общим боезапасом в 200 снарядов.

Управление стрельбой - электрическое: две кнопки устанавливались на ручке управления самолетом, электроспуски - на пушках. Перезарядка - электропневматическая с сигнализацией готовности оружия к стрельбе. Каждая пушечная установка имела свой счетчик оставшихся снарядов. Гильзы-звенья собирались в специальных отсеках в нижней части фюзеляжа.

Конструкция и размещение пушек в батарее предусматривали возможность замены одной пушки калибра 37 мм на две калибра 23 мм.

Подвеска бомбы калибра 500 кг на самолете Су-9



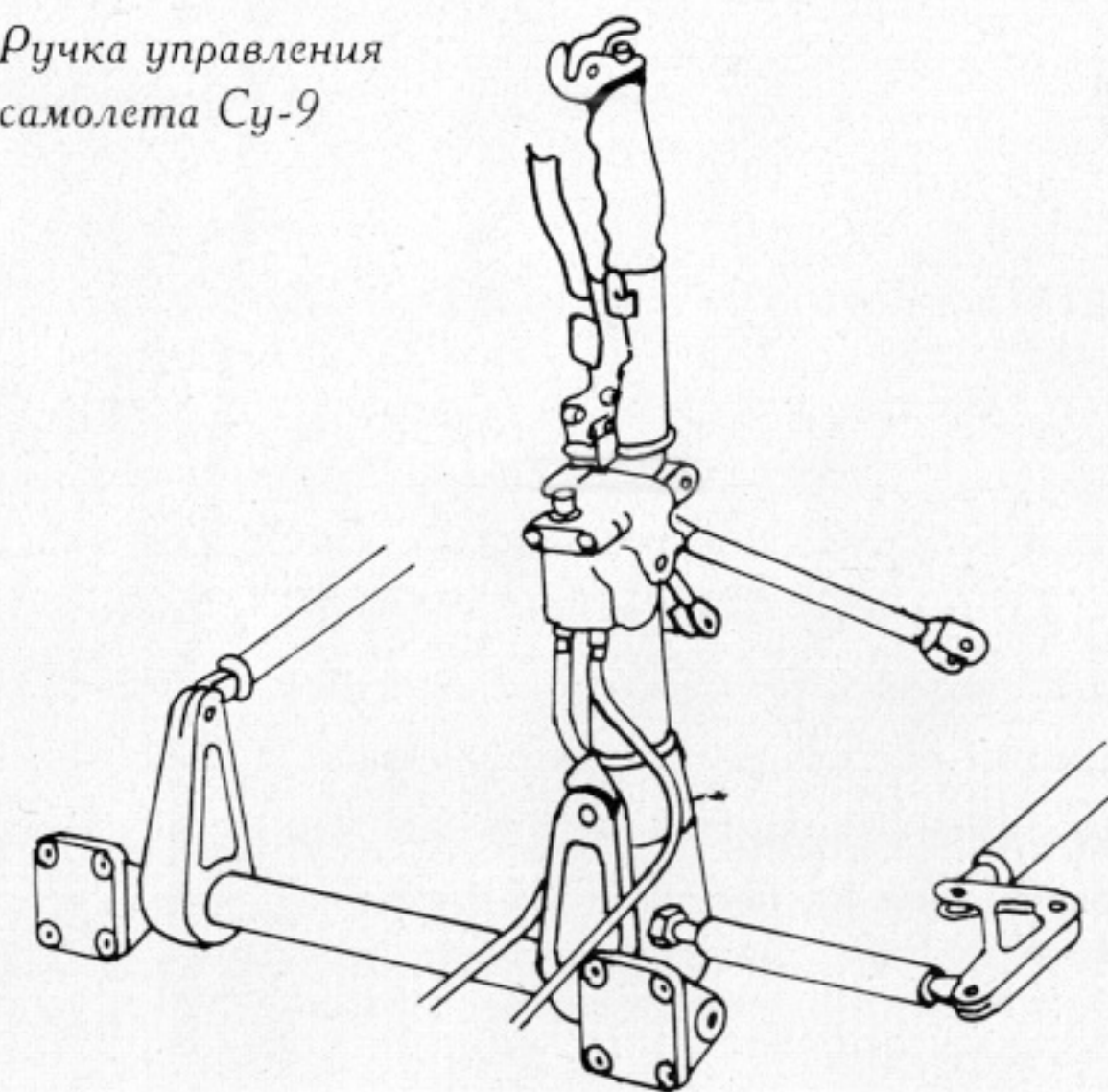
Бомбардировочное вооружение размещалось под фюзеляжем впереди крыла и состояло из легкоъемного держателя обтекаемой формы и двух бомб ФАБ-250 или одной ФАБ-500. При подвеске бомб пушка калибра 37 мм снималась. Управление сбрасыванием бомб - электрическое. Подъем бомб на держатель осуществлялся лебедкой, устанавливавшейся на амортизационную стойку передней опоры шасси.

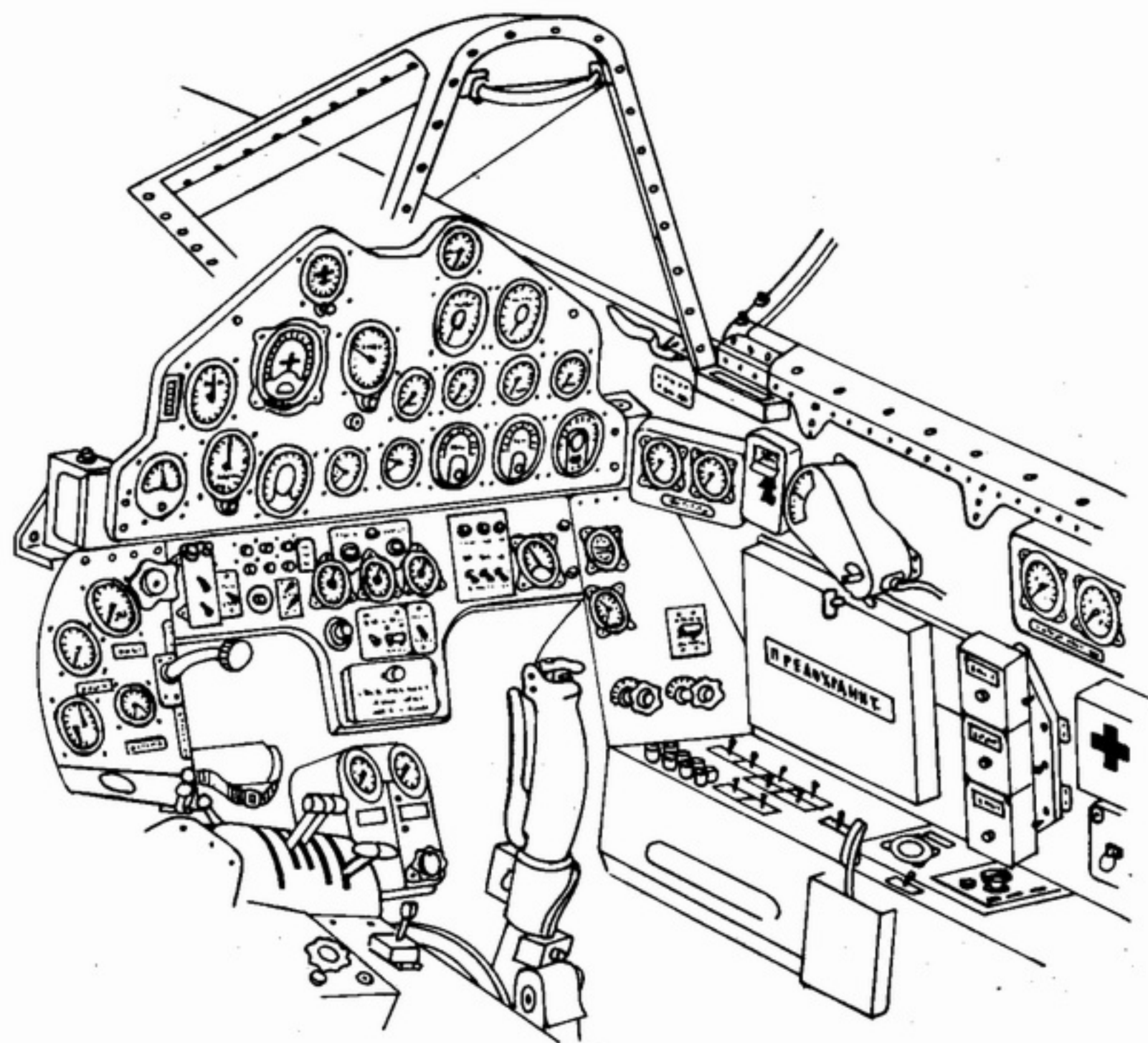
Для ведения прицельной стрельбы и бомбометания с пикирования на самолете имелся прицел ПБП-1Б, конструкция крепления которого позволяла устанавливать его в боевое и походное положения. В носовой части фюзеляжа устанавливался фотокинопулемет ПАДУ-22.

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ - смешанное: ручное управление - жесткими тягами, ножное - в основном тросовое. Ручка управления - истребительного типа с рычагом тормозов и кнопками управления вооружением. Управление стабилизатором осуществлялось при помощи переключателя и контролировалось по указателю. Управление триммерами - механическое.

Бустерные гидравлические усилители в системе управления были впервые разработаны и внедрены в практике отечественного самолетостроения на самолете Су-9. Бустерные устройства элеронов и руля высоты служили для уменьшения усилий на ручке управления. Из заключения летчика-испытателя 1-го класса Г.М. Шиянова: «Бустеры, установленные на самолете Су-9, коренным образом изменили облик машины. Управление стало значительно более приятным и неустойчивым. Маневр на самолете упростился и стал возможным почти на всех скоростях полета. Передаточные числа бустеров подобраны удачно и самолет «чувствуется» ручкой в достаточной мере хорошо. Включение и выключение бустеров не сопровождаются никакими особенно неприятными явлениями».

Ручка управления самолета Су-9





Размещение приборов на приборной доске и по правому борту в кабине летчика Су-9

Сегодня такие устройства применяются на всех самолетах с большими скоростями полета. Материалы проведенных летных испытаний были учтены в последующих конструкциях бустеров разработки ОКБ.

ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА обеспечивало удобство работы и жизнедеятельность летчика на больших высотах (до 12800 м). Все приборы кабины были удобно расположены для пользования и визуального наблюдения за ними. Самое современное радиосвязное и навигационное оборудование позволяло осуществлять полеты в сложных метеоусловиях.

Самолет имел полный комплект оборудования, установленного тактико-техническими требованиями к истребителям на 1946 г.

Кислородное оборудование состояло из одного баллона емкостью 4 л и системы

трубопроводов, редукторов и приборов.

Радиооборудование включало:

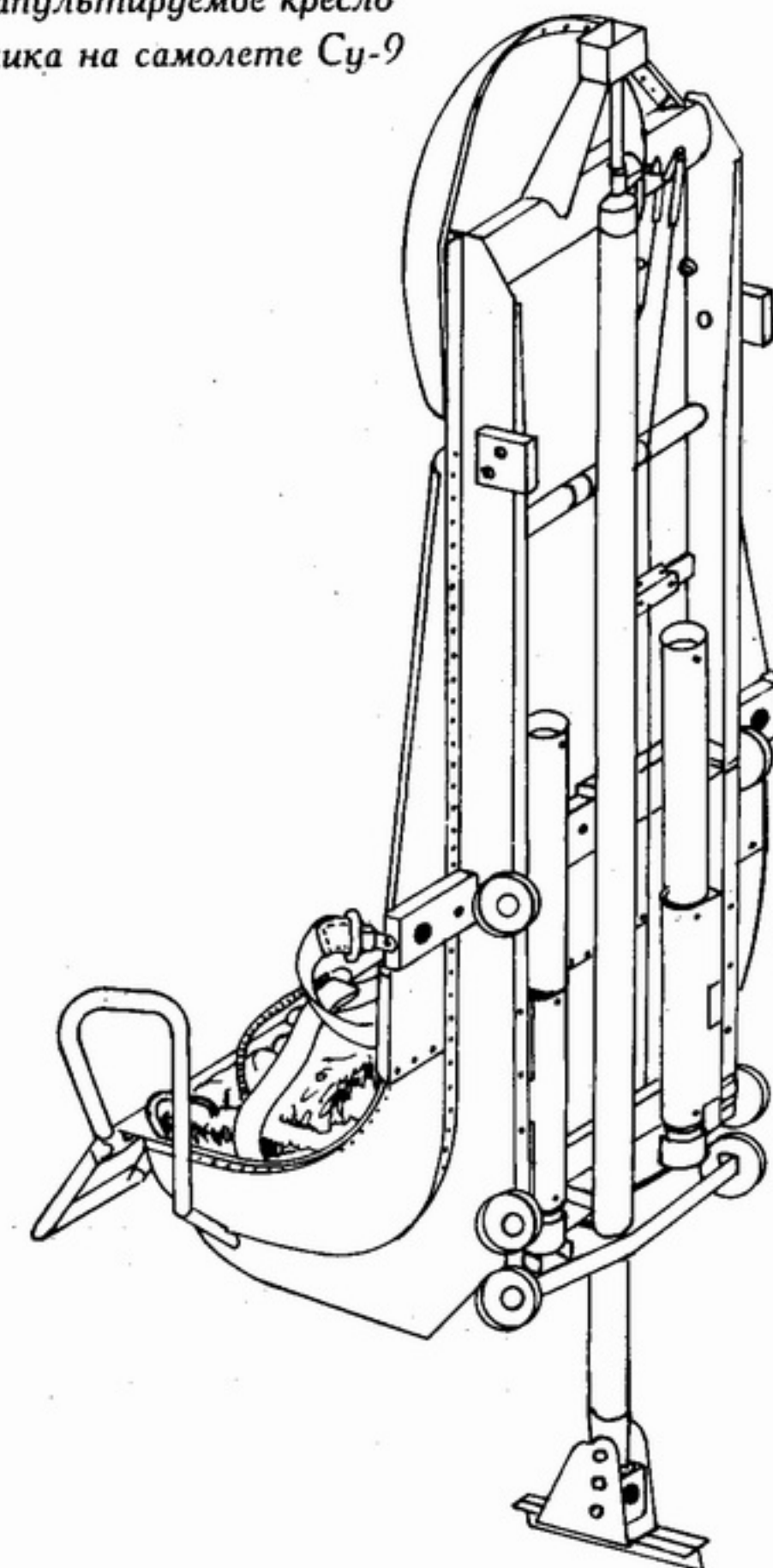
- радиоприемник РСИ-6М,
- радиопередатчик РСИ-6,
- радиополукомпас РПКО-10 с рамкой РМД,
- радиовысотомер РВ-2,
- прибор МА,
- прибор Тон-2.

На самолете устанавливалась однолучевая Г-образная антенна. Для осуществления плановой съемки применялся аэрофотоаппарат АФА-НМ. Для аппарата в нижней части фюзеляжа был сделан фотолюк со створками, открывавшимися внутрь.

КАТАПУЛЬТИРУЕМОЕ СИДЕНИЕ обеспечивало безопасность летчика при вынужденном покидании самолета на больших скоростях полета. Такое кресло с пороховой катапульти разработали и изготовили в ОКБ, повторив, в основном, конструкцию кресла самолета Хе-162. Газы, образовавшиеся в катапульти в результате сгорания порохового заряда, создавали давление на поршень, в результате чего катапульта вместе с креслом двигалась вверх с 15-кратной перегрузкой.

Каркас сидения был выполнен в виде двух балок из листовой стали с последующей термической обработкой. К этим балкам прикреплялись чашка под парашют и спинка с волосяным заголовником. К передней части каркаса приваривались поручни для рук и стремяна для ног. В верхней части кресла имелся кронштейн для крепления к сидению катапульти.

Катапультируемое кресло летчика на самолете Су-9



МОДИФИКАЦИИ

Су-9УТ

На базе самолета Су-9 в 1946 г. в ОКБ был разработан эскизный проект двухместного учебно-тренировочного самолета Су-9УТ с двумя двигателями РД-10. Конструктивное отличие этого самолета от Су-9 заключалось в наличии в фюзеляже двух отдельных кабин, причем в целях достижения наилучших условий обзора для обучающегося его кабина располагалась впереди кабины инструктора. Кабины экипажа не бронировались. Вооружение самолета состояло из двух пушек Березина калибра 20 мм с боекомплект по 100 снарядов.

ДУБЛЕР Су-9

Одновременно с проведением испытаний опытного Су-9 ОКБ занималось разработкой двух его модифицированных вариантов: дублера Су-9 с двумя двигателями РД-10, форсированными путем дополнительного впрыска топлива и удаления затурбинной части, и самолета «Л» (в дальнейшем получившего обозначение Су-11 и шифр ОКБ «ЛК»), рассчитанного на применение двигателей С-18. Разработка форсированного двигателя РД-10 для дублера проводилась ОКБ П.О. Сухого совместно с ЦИАМ. Конструкция новой хвостовой части двигателя представляла собой камеру сгорания с двойными стенками из листовой жаропрочной стали. Для впрыска горючего устанавливались шесть форсунок, к которым подавалось топливо от дополнительного насоса, смонтированного на двигателе. Для регулирования выходной части двигателя вместо конуса, использовавшегося на РД-10, применили две створки, управлявшиеся, как и конус РД-10, от автоматического регулятора реактивного сопла. Испытания, проведенные совместно с ЦИАМ, дали удовлетворительные результаты, на основании чего новая разработка была рекомендована для установки на самолете.

В середине сентября 1946 г. были получены данные продувок модели в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106, подтвердившие предположение о возможном улучшении летных характеристик самолета при расположении двигателя в плоскости хорд крыла. Такое расположение двигателей, по сравнению с подвеской под крылом, значительно уменьшало интерференцию между крылом и гондолами, а следовательно, и снижало лобовое сопротивление самолета в целом на больших числах Маха. Одновременно была осуществлена замена концевой части крыла на СР-3-12 (вместо КВ-3-12 у Су-9), корневой профиль ЦАГИ С-1-12 остался без изменения. Произведенная замена профилей, как показали продувки, значи-

тельно снижала тенденцию самолета к самопроизвольному затягиванию в пикирование при полете на сверхкритических числах Маха.

Для реализации новой схемы установки двигателей была разработана особая конструкция крыла, в которой оси мотогондол были практически совмещены с плоскостью хорд крыла. Вследствие этого лонжерон и вспомогательные стенки крыла в зоне двигателей сделали подковообразными, как бы охватывающими их сверху. К ним и подвешивались двигатели и закрывались снизу капотами. Каркас крыла состоял из основного лонжерона, двух дополнительных стенок, двух стрингеров, расположенных на верхней поверхности крыла, одного стрингера на нижней и набора нервюр. Лонжерон в зоне изогнутого участка крыла был выполнен в виде сварной двутавровой балки целиком из хромансиля с последующей термической обработкой.

Вместо посадочных щитков применили щелевые закрылки, состоявшие из четырех секций (между фюзеляжем и мотогондолой, между мотогондолой и элеронами). Каждая секция подвешивалась на двух шарнирах с приводом от гидроцилиндров. Предусматривались также воздушные тормоза, но на данный самолет они не устанавливались.

При смещении оси двигателя кверху струя выхлопных газов касалась концов стабилизатора, поэтому горизонтальному оперению было придано поперечное V, равное $+5^\circ$.

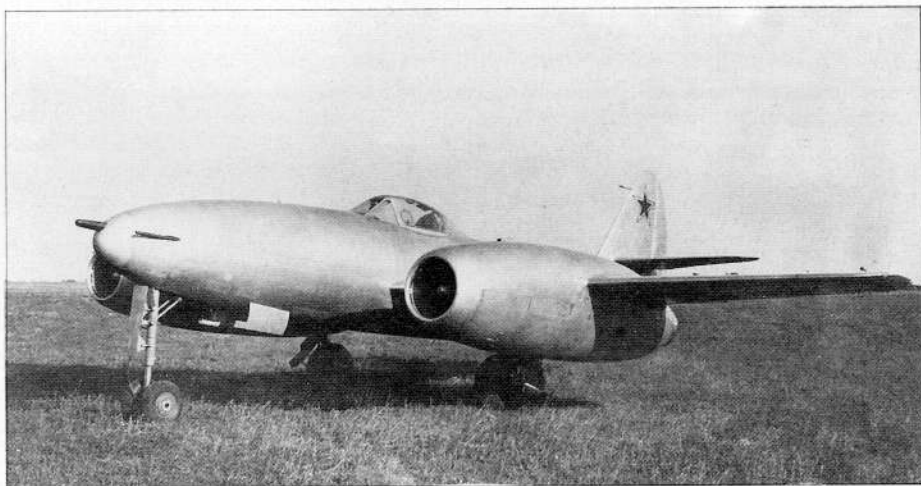
Согласно расчетам, самолет должен был развивать максимальную скорость 925 км/ч у земли и 908 км/ч на высоте 6000 м.

Су-11 («ЛК»)

По ряду причин на базе уже заложенного в производство дублера Су-9 было решено строить самолет с двигателями ТР-1 (развитие С-18). В мае 1947 г. постройка самолета, получившего обозначение Су-11, была окончена.

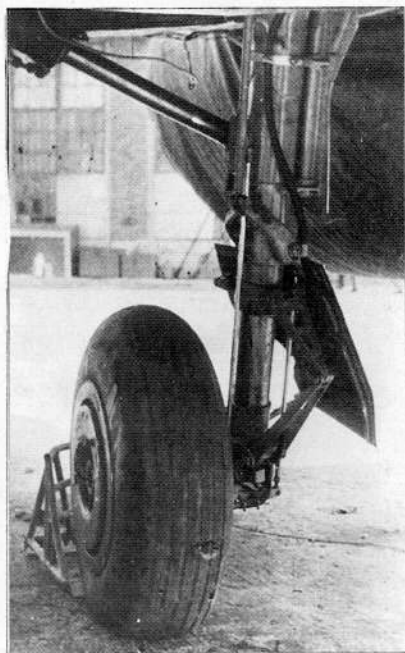
Силовая установка самолета состояла из двух турбокомпрессорных воздушно-реактивных двигателей ТР-1. Каждый двигатель включал в себя следующие основные части:

- маслбак-радиатор, совместно с коком образующий входной конфузор, через который воздух поступал в компрессор;
- восьмиступенчатый осевой воздушный компрессор;
- кольцевую двухкаскадную камеру сгорания;
- одноступенчатую газовую турбину, приводящую в движение компрессор и все вспомогательные агрегаты двигателя;
- реактивное сопло.

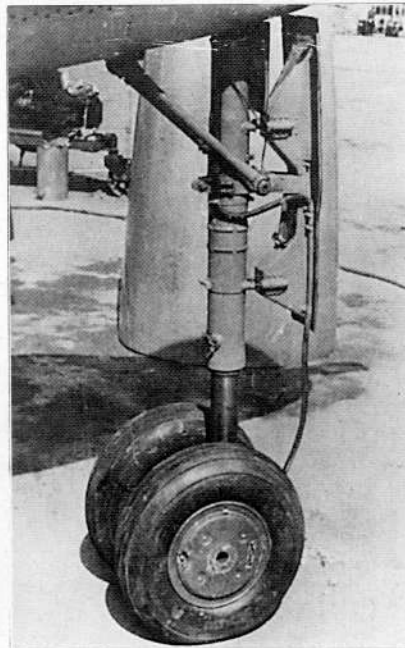


Самолет Су-11. Вид 3/4 спереди

*Основная опора шасси
самолета Су-11 (левая)*



*Передняя опора шасси
самолета Су-11*



Самолет Су-11. Вид сбоку

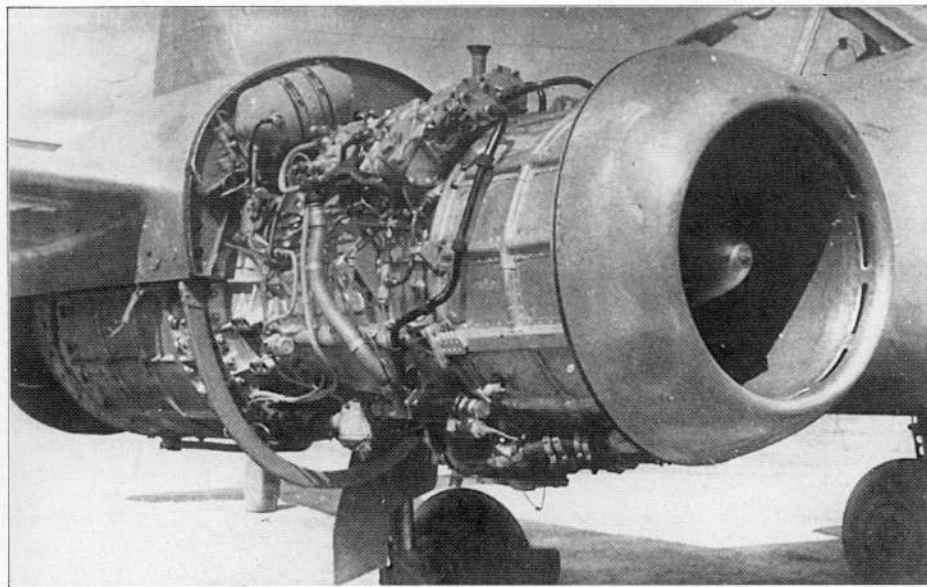
Самолет Су-11. Вид 3/4 сзади



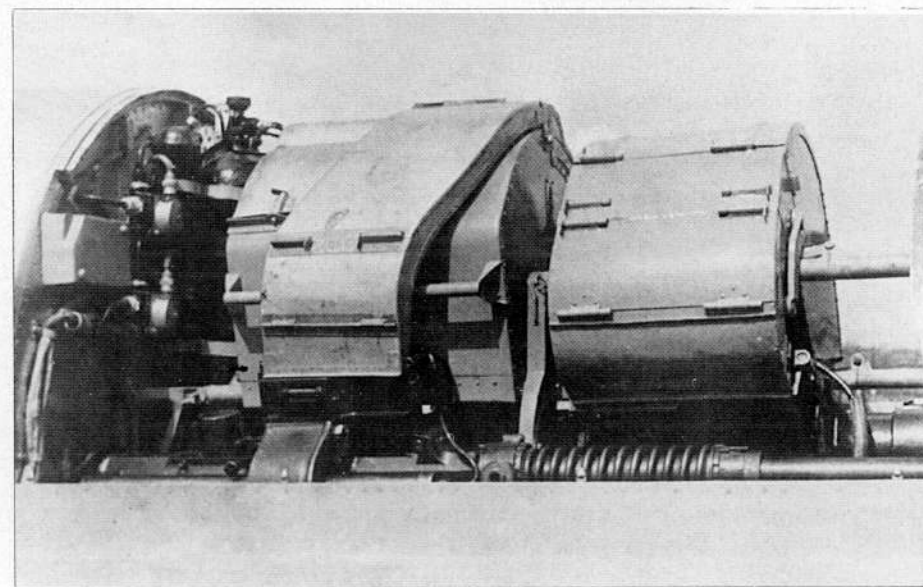
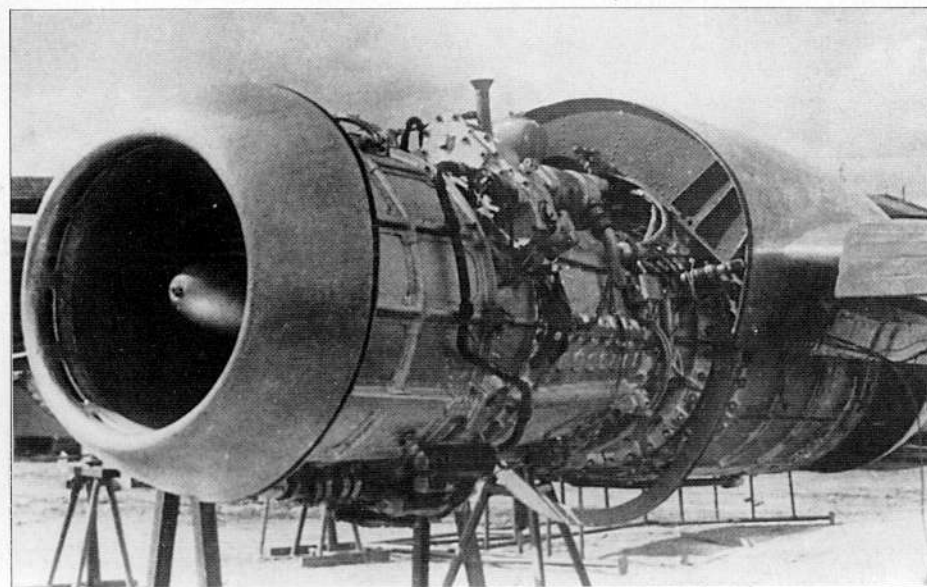
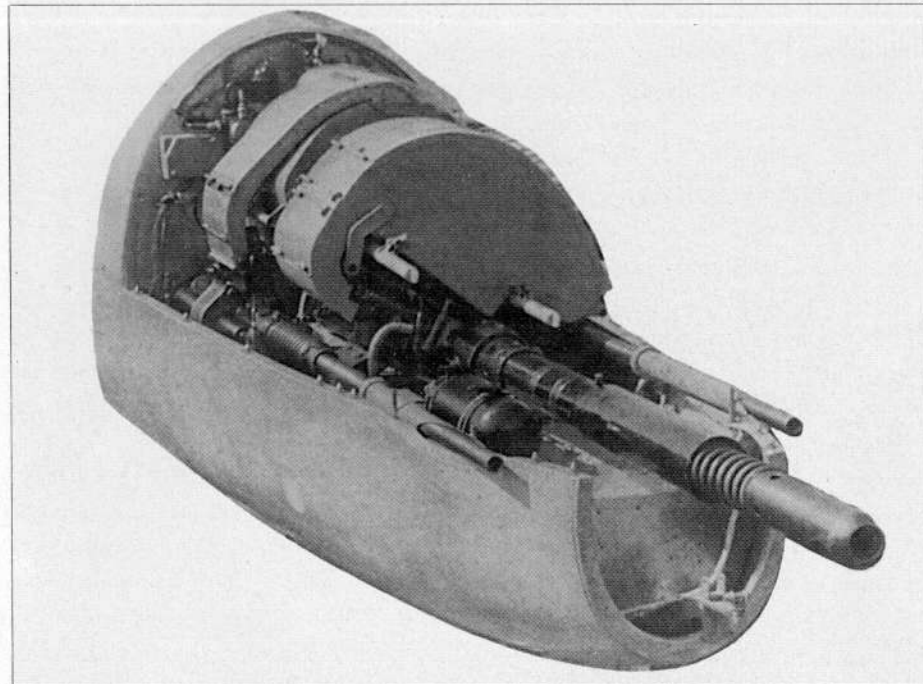
К фотографиям на с. 19:

Вверху справа: Общий вид стрелково-пушечной батареи самолета Су-11

*Внизу справа: Общий вид патронных ящиков стрелково-пушечной батареи
самолета Су-11*



Правый двигатель самолета Су-11 со снятыми крышками капота



Каждый двигатель крепился к крылу в трех точках при помощи узлов с шарнирным соединением. Капот двигателя состоял из верхней и двух нижних крышек и заднего кока, которые в сочетании с наружной поверхностью изогнутой части крыла и несъемными нижними зализками образовывали гондолу.

28 мая 1947 г. Г.М. Шиянов произвел первый полет продолжительностью 10 минут; 3 августа этого года самолет принимал участие в воздушном параде. В процессе летных испытаний были проведены работы по удлинению гондол двигателей, были установлены новые зализы между гондолами и крылом.

Двигатели ТР-1 на испытаниях развивали тягу в 1300 кг вместо расчетных 1500 кг, а спроектированная к этому времени более мощная модификация двигателя ТР-1А не была обеспечена производством; это послужило причиной прекращения работ по самолету Су-11.

Из заключения по заводским испытаниям:

«Отсутствие двигателей ТР-1А и недостаточный эффект рекомендаций ЦАГИ, принятых для улучшения поведения самолета на скоростях, соответствующих большим числам М, делают нецелесообразным дальнейшую доводку самолета».

Из акта ОКБ от 25 апреля 1948 г.:

«...Самолет Су-11 («ЛК») с 2 ТР-1 прошел и закончил заводские испытания. На самолете произведено 54 испытательных полета общей продолжительностью 21 час 08 минут. В связи со снятием с производства двигателей ТР-1 и неудовлетворительными характеристиками продольной устойчивости по М (имеет место изменения знака нагрузок на ручку от руля высоты при числе М=0,75) самолет на государственные испытания не передавать. Для изучения прочности крыла с изогнутыми лонжеронами крылья с самолета снять и направить в ЦАГИ. Самолет списать».

Су-13 («ТК»)

В 1947 г. была спроектирована модификация самолета Су-11 - фронтовой истребитель Су-13. На нем предполагалось заменить двигатели ТР-1 более мощными РД-500, применить крыло с уменьшенной с 11 до 9% относительной толщиной и стреловидное горизонтальное оперение. С целью увеличения дальности полета предусматривалась установка двух подвесных топливных баков на концах крыла. В остальном конструкция Су-13 была такой же, как и у самолета Су-11. В марте 1948 г. было выпущено дополнение к эскизному проекту Су-13, в котором был проработан вариант Су-13 в качестве одноместного истребителя-перехватчика с радиолокатором и двумя крупнокалиберными пушками Н-37.

Постройка Су-13 не была закончена, так как для самолета производства 1948 г. максимальная скорость 960-970 км/ч считалась уже недостаточной.

Δ Δ Δ

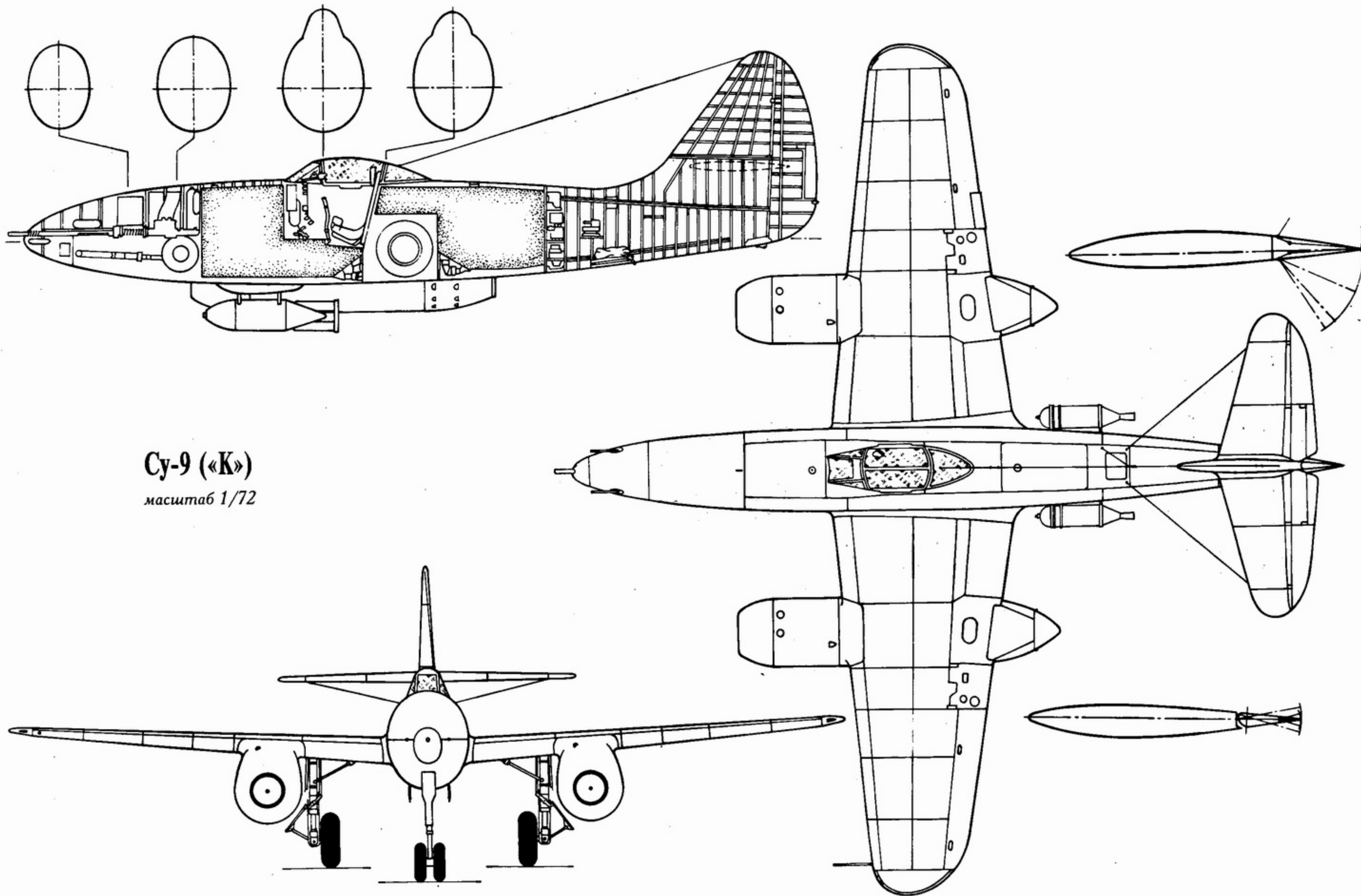
В процессе проектирования и постройки самолетов типа Су-9, Су-11 и Су-13 был решен комплекс сложных конструкторских задач, разработан и внедрен ряд технических новшеств. Так, на Су-9 впервые в Советском Союзе были применены в системе управления бустеры, разработанные в ОКБ под руководством И. П. Золотарева. Были спроектированы и внедрены системы стартовых пороховых ускорителей, тормозного посадочного парашюта, катапультируемого сидения летчика.

В процессе постройки Су-9 была значительно улучшена и доработана конструкция стапелей путем введения фиксации агрегатов самолета по всем обводам; создана и внедрена типовая конструкция рубильников стапеля, фиксирующих обводы; введены более жесткие допуски, не превышавшие 0,25 мм отклонения от теоретического обвода. Чтобы не применять лакокрасочные покрытия при отделке наружных поверхностей самолета, был освоен процесс анодирования обшивок без последующей обработки с нанесением защитного покрытия от механических повреждений в период сборки. Была полностью отработана и внедрена в производство технология изготовления мягких топливных баков.

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА Су-9 И ЕГО МОДИФИКАЦИЙ

	Су-9	Су-9УТ	Су-11	Су-13
Длина самолета, м	10.546	10.546	10.546	10.93
Размах крыла, м	11.2	11.2	11.8	11.8
Площадь крыла, м ²	20.2	20.2	22.2	24.8
Двигатели:				
число и тип	2хРД-10	2хРД-10	2хТР-1	2хРД-500
тяга, кг	2х900	2х900	2х1300	2х1600
Вес, кг:				
нормальный взлетный	5890	5500	6350	6436
пустого самолета	4060	3600	4637	4055
Максимальная скорость полета, км/ч:				
у земли	847	...	940	960
на высоте (м)	885 (5000)	875 (8000)	925 (4000)	960 (5000)
Время набора высоты (м), мин	4.6 (5000)	5.7 (5000)	3.2 (5000)	6.5 (10000)
Практический потолок, м	12800	12500	13000	...
Дальность полета, км:				
нормальная	1200	1000	900	1550
максимальная	...	...	1250	2000
Длина разбега, м	910	...	780	500
То же со стартовыми ускорителями, м	475	...	...	300
Длина пробега, м	960	...	...	500
То же с тормозным парашютом, м	660	...	...	...

Примечание. Летные характеристики самолетов Су-9УТ, Су-11 и Су-13 - расчетные.

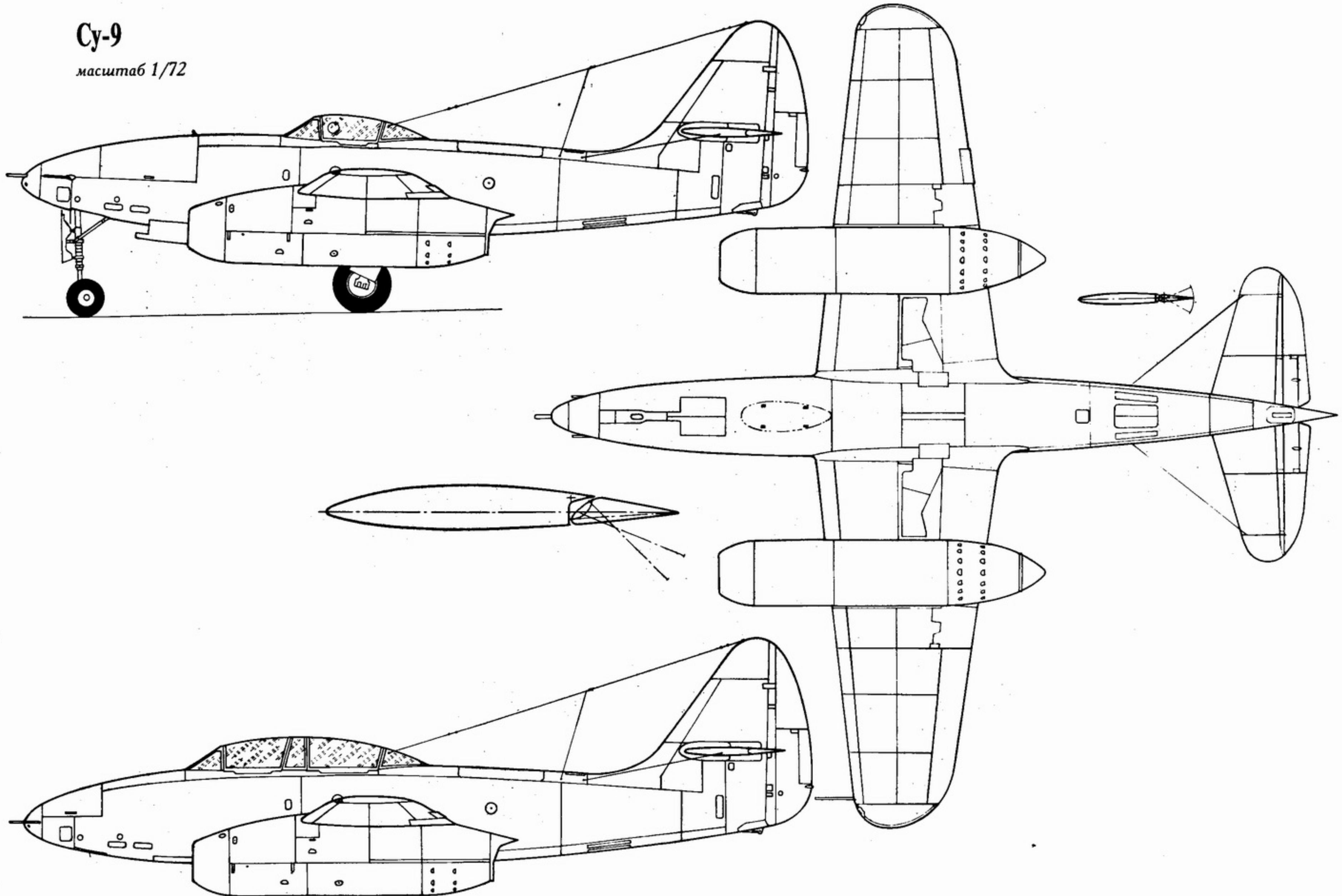


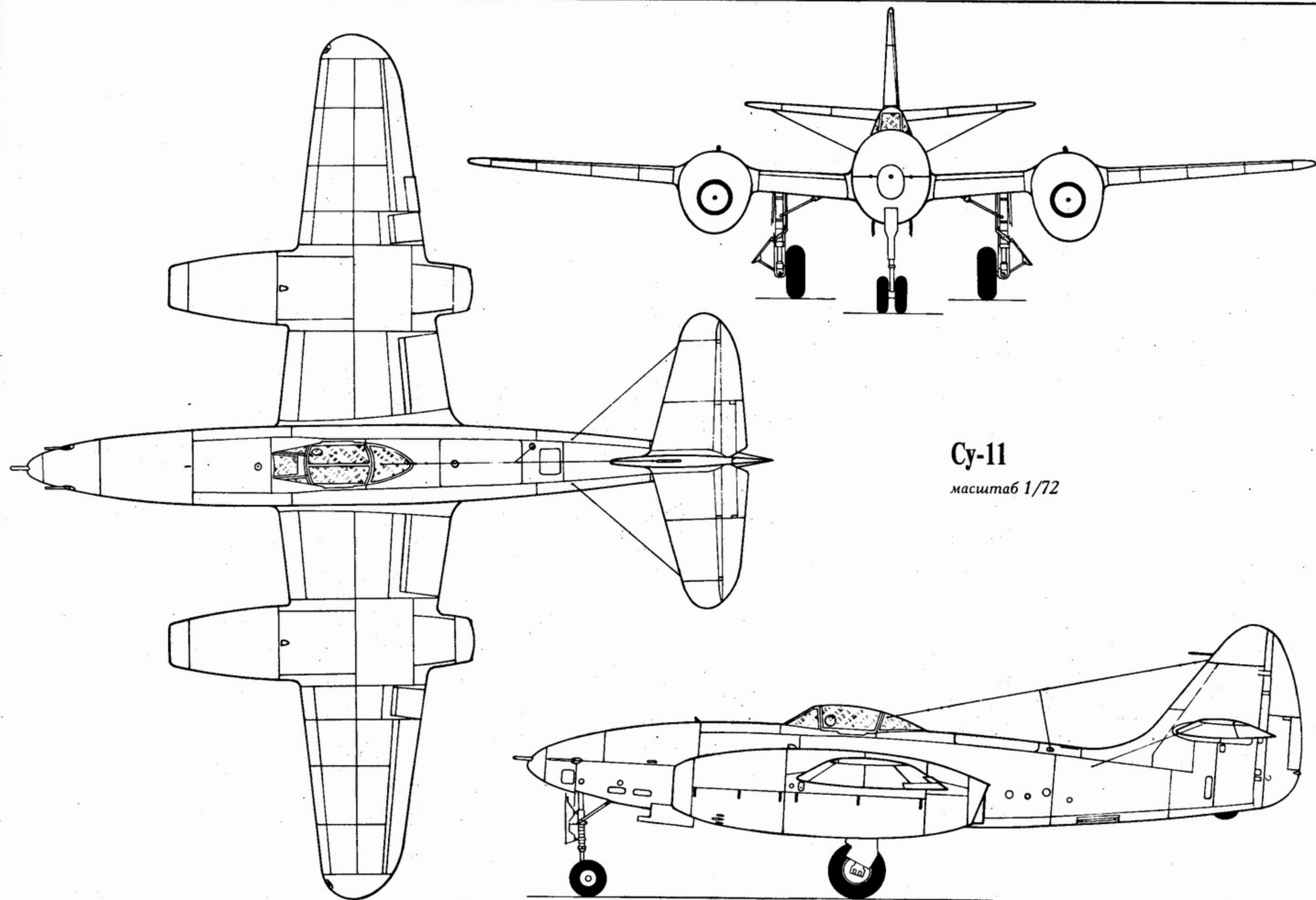
Су-9 («К»)

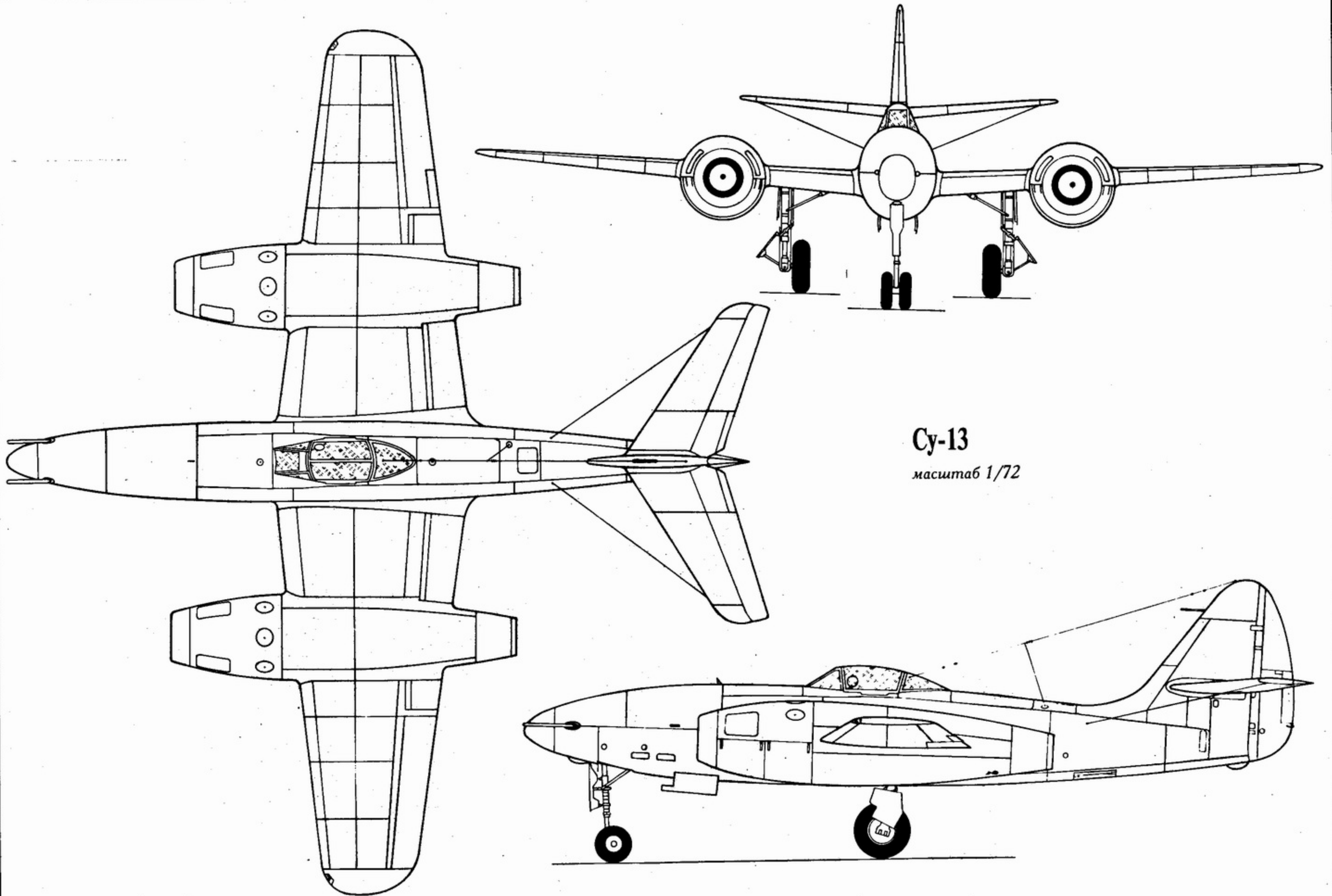
масштаб 1/72

Су-9

масштаб 1/72







Су-13
масштаб 1/72

ВСЕПОГОДНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ-ПЕРЕХВАТЧИК Су-15 («П») И ЕГО МОДИФИКАЦИИ

ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

Среди опытных самолетов, созданных коллективом Павла Осиповича Сухого, особое место принадлежит всепогодному одноместному истребителю-перехватчику Су-15 («П»). Для поиска воздушных целей самолет имел радиолокационную станцию, расположенную в носовой части фюзеляжа над общим для двух двигателей воздухозаборником. Наличие на самолете радиолокатора определило компоновку всего фюзеляжа истребителя.

Это был первый самолет ОКБ со стреловидным крылом и один из первых самолетов такого назначения в нашей стране. На самолете были применены бустерное управление элеронами и рулями, а также катапультируемое сиденье летчика и герметическая кабина. Реданная схема расположения силовой установки

вместе с отъемной задней частью фюзеляжа обеспечивали хороший подход к двигателям и их агрегатам.

Проектирование самолета началось в 1947 г. согласно плану опытного самолетостроения, утвержденному постановлением Совета Министров СССР от 11 марта 1947 г. В мае ОКБ получило от ЦАГИ рекомендации по аэродинамической компоновке стреловидного крыла со стреловидностью 30°. К концу года был подготовлен эскизный проект и макет нового самолета, которые были рассмотрены Государственной макетной комиссией 26-27 февраля 1948 г. и вторично (с доработками) - летом.

Всего за четыре месяца самолет был построен и выпущен 25 октября 1948 г. 11 января 1949 г. самолет был поднят в воздух. Испытывали его Г.М. Шиянов

Самолет Су-15. Вид 3/4 спереди



Самолет Су-15. Вид сбоку





Самолет Су-15. Вид 3/4 сзади

и С.Н. Анохин. В 39-м полете 3 июня 1949 г. на высоте 2000 м и скорости, соответствующей максимальному скоростному напору, на самолете началась тряска педалей, перешедшая затем в тряску всего самолета. С. Анохин, пилотирующий машину, вынужден был ее покинуть. Дублер самолета еще не был достроен, и испытания Су-15, проходившие в целом удачно, больше не проводились.

КОНСТРУКЦИЯ, ОБОРУДОВАНИЕ И ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА Су-15 («П»)

Самолет представлял собой цельнометаллический среднеплан реданной схемы с двумя турбореактивными двигателями РД-45. Один двигатель размещался в хвостовой части самолета, другой - в средней (под фюзеляжем).

ФЮЗЕЛЯЖ - типа полумонокок - состоял из двух частей: головной и хвостовой, которые легко разъединялись в четырех узлах, расположенных по лонжеронам, открывая подход к заднему двигателю. В носовой части под обтекателем радиолокатора размещался входной воздухозаборник двигателей. Воздушный канал перед кабиной раздваивался: под кабиной он шел к подфюзеляжному двигателю, справа от кабины (по полету) - к заднему двигателю. Кабина

летчика была сдвинута влево на 100 мм. На хвостовой части фюзеляжа размещались два воздушных тормозных щитка общей площадью 1,21 м².

КРЫЛО - свободнонесущее однолонжеронное с передней и задней стенками. Угол стреловидности по линии фокусов составлял 35°. Стыки крыла с фюзеляжем закрывались специальными угольниками. Средняя часть крыла имела профиль ЦАГИ С-7с-12, концевая - СР-3-12. По всему размаху крыла в носок был заложен груз, работавший как противофлаттерный. Установочный угол крыла с осью фюзеляжа составлял 1°, угол поперечного V крыла составлял -1°.

Элероны, имевшие внутреннюю компенсацию, - однолонжеронные цельнометаллические. Выдвижной взлетно-посадочный закрылок типа «ЦАП» конструктивно был выполнен аналогично элерону и подвешивался к крылу на четырех направляющих. Перемещаясь по ним, он отклонялся во взлетное и посадочное положения.

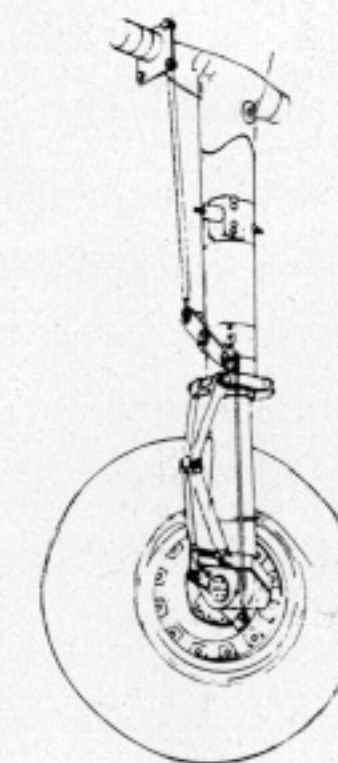
ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ - стреловидное однокилевое однолонжеронное с передней и задней стенкой - было выполнено заодно с хвостовой частью фюзеляжа. В носке киля по передней кромке, так же как и в крыле, был заложен груз. Руль направления подвешивался в трех точках.

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ аналогичной конструктивной схемы закреплялось на киле над фюзеляжем и состояло из стабилизатора и руля высоты. Стабилизатор имел десять нервюр. Лонжерон, разрезанный по оси симметрии, стыковался на нижней части киля специальными болтами. По оси симметрии нервюр стабилизатор разъединялся на верхнюю и нижнюю части, что обеспечивало панельную сборку. Обшивка стабилизатора - работающая. Рули высоты были снабжены триммерами.

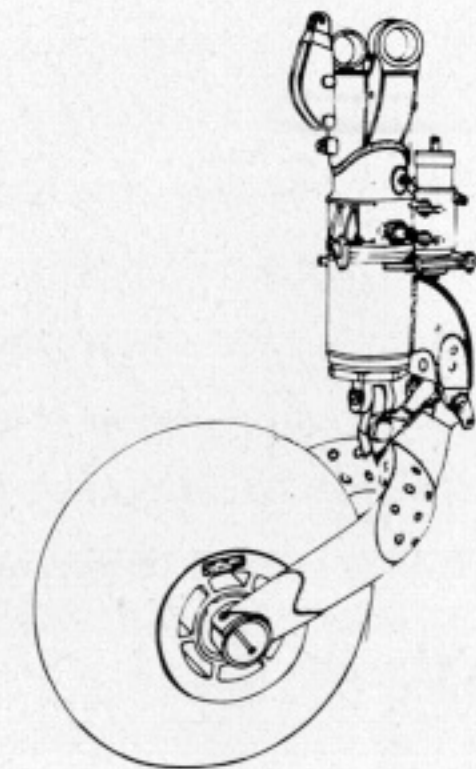
ШАССИ - трехопорное убирающееся. Для основных опор шасси с колесами размером 850 х 250 мм была применена схема уборки по типу Су-9 и Су-11, то есть стойки крепились и убрались в крыло, колеса - в фюзеляж, с разворотом в вертикальное положение.

Передняя стойка шасси была рычажного типа, поэтому впервые в практике ОКБ был ис-

Основная опора шасси



Передняя опора шасси



пользован амортизатор с высоким давлением и малым ходом. Это позволило получить большой вертикальный ход колеса (размером 530 x 230 мм), а следовательно, малые перегрузки на нем при относительно небольшой высоте всей стойки.

Основная система уборки и выпуска шасси - гидравлическая, аварийная - пневматическая.

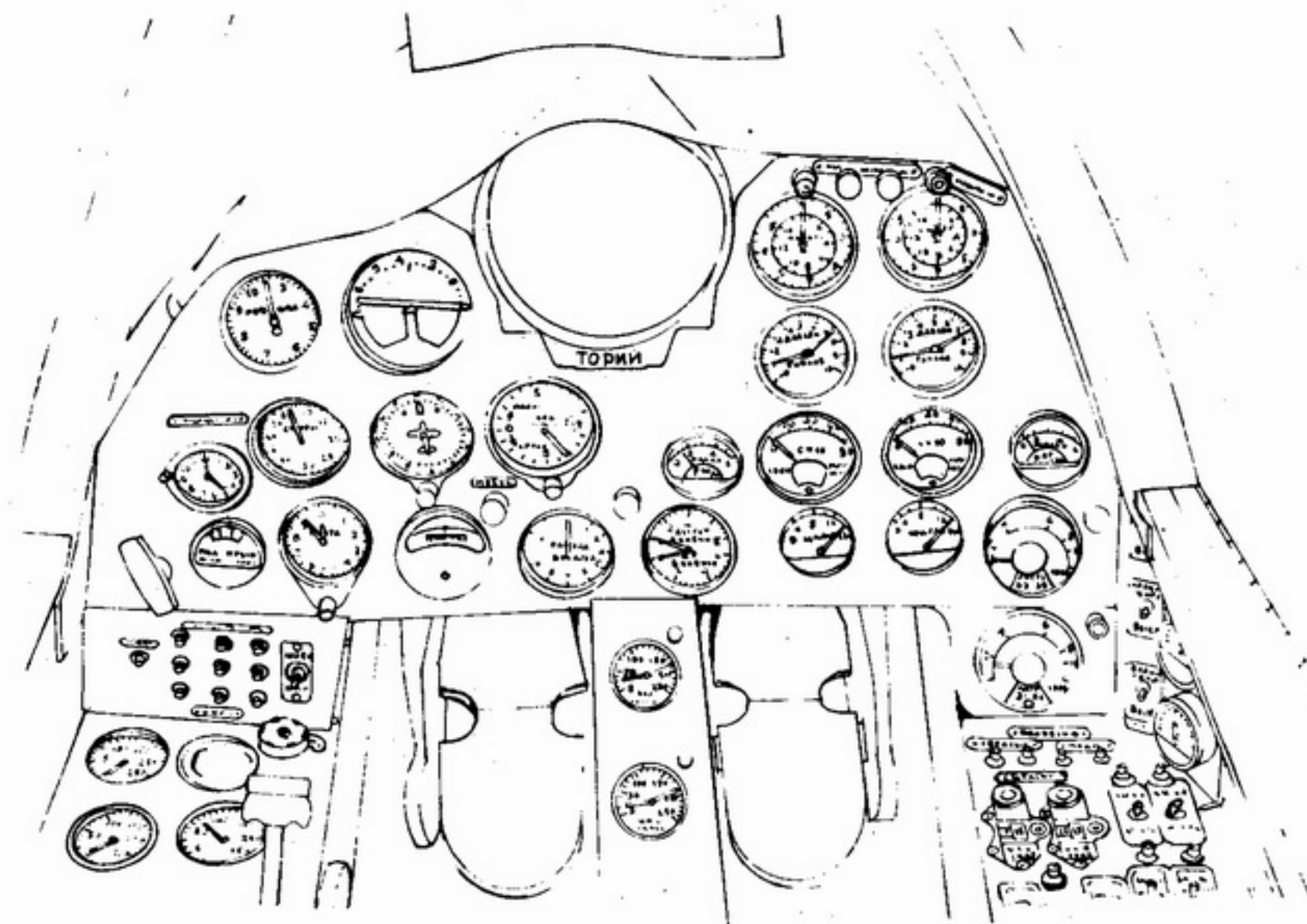
СИЛОВАЯ УСТАНОВКА - два двигателя РД-45Ф (вместо двигателей «Дервент-V», указанных в плане строительства опытных самолетов). Для снятия и установки заднего двигателя производилась отстыковка задней части фюзеляжа. Демонтаж и монтаж переднего двигателя осуществлялся через нижний люк в фюзеляже, закрывавшийся съемной панелью. Питание двигателей могло производиться из любого из четырех мягких резиновых баков общей емкостью 2875 л, располагавшихся за кабиной пилота. В перегрузочном варианте предусматривалась наружная подвеска сбрасываемого бака. Каналы подвода воздуха к двигателям были очень сложной формы, поэтому сборку их впервые осуществили «на болванах» с нивелировкой и переносом разметки с плаза на обшивку. Этот метод хорошо себя зарекомендовал и впоследствии применялся в ОКБ на других машинах (в частности, на Су-17, на С-1 и Т-3 в 1954-1955 гг.).

На Су-15 была осуществлена и принципиально новая система противопожарной защиты силовой установки. Каждый двигатель снабдили кожухом (пассивная защита), между стенками которого и рубашками камер сгорания циркулировал воздух. Для локализации возможного пожара применялась подача под кожух углекислоты (активная защита). Кожух предохранял от распространения пламени и обеспечивал необходимую концентрацию углекислого газа.

Применение на самолете мощных отечественных турбореактивных двигателей и размещение их в фюзеляже малых габаритов усложнило решение вопроса монтажа двигателей и потребовало принятия ряда дополнительных мероприятий - установки направляющих сложного профиля для вкатывания двигателя в фюзеляж и т.д. Узлы подвески двигателя допускали значительные перемещения точек крепления при разогреве двигателя, их конструкция исключала возможность появления дополнительных напряжений при случайных производственных отклонениях.

Система подачи горючего обеспечивала полную автоматизацию выработки топлива при наличии двух групп баков и питание двигателей при действии отрицательных перегрузок и в случае перевернутого полета продолжительностью до 15 секунд (с помощью бачка отрицательных перегрузок).

ВООРУЖЕНИЕ самолета состояло из двух пушек НС-37, установленных под



Приборная доска кабины летчика на самолете Су-15 (по макету)

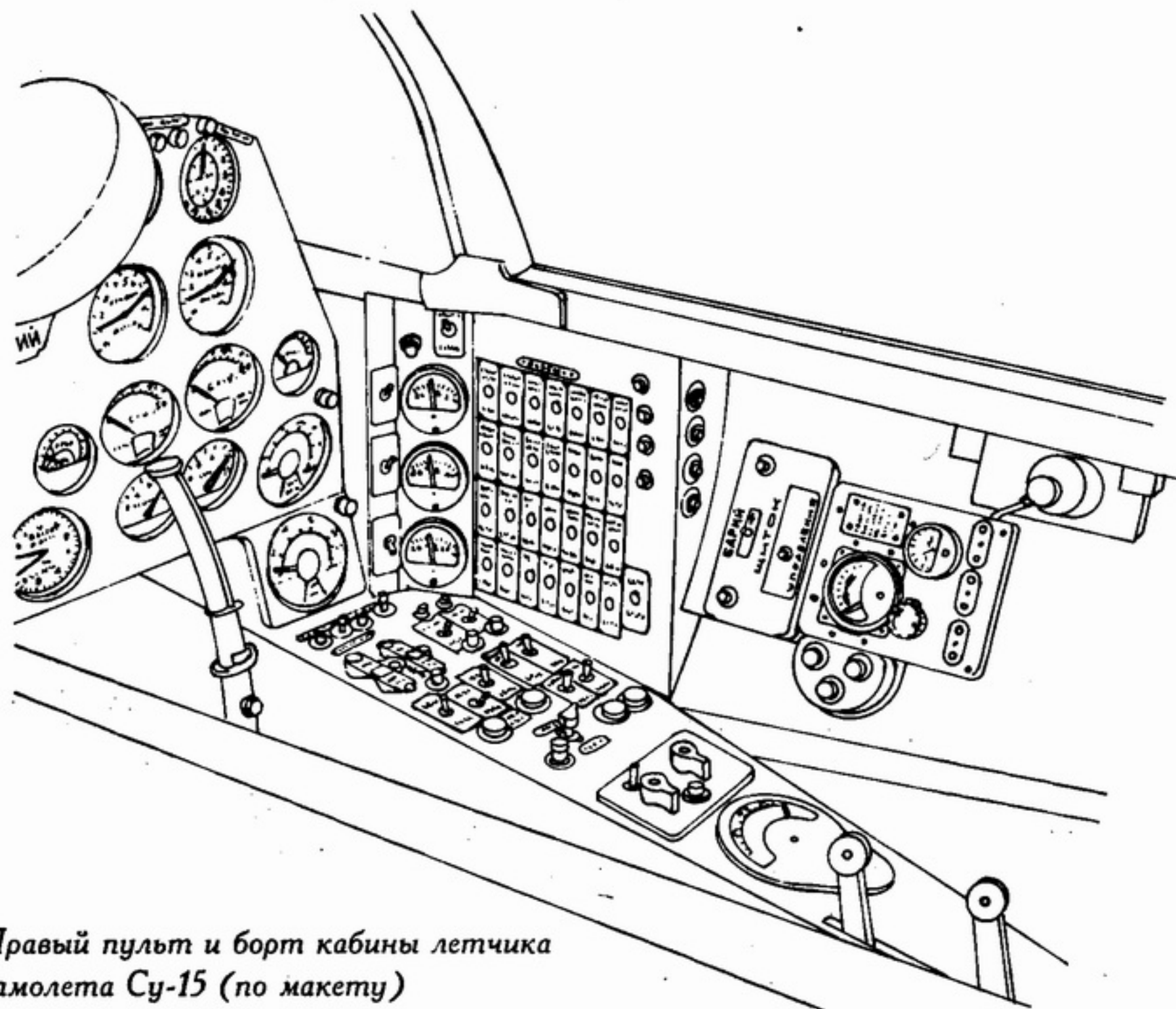
кабиной летчика. В двух патронных ящиках, располагавшихся за задней стенкой кабины, размещались 110 снарядов.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ самолета проектировалась с целью получения наименьшего веса конструкции при обеспечении заданной жесткости проводки, постоянства регулировки и герметизации выводов из кабины. Проводка управления рулем высоты и элеронами была выполнена жесткими тягами, проводка управления рулем поворота смешанная: от кабины до отъема хвостовой части фюзеляжа - тросовая, далее - жесткими тягами. В систему управления самолета были включены бустерные приводы. Ручка управления - истребительного типа. Тяги управления подвешивались на качалках и на прямых участках были проведены в трехроликовых направляющих патронах.

Воздушные тормоза управлялись элетродистанционно. Управление двигателями производилось при помощи двух секторов, располагавшихся на левом пульте пилота.

ОБОРУДОВАНИЕ самолета включало:

- радиолокационную станцию «Торий» с антенной в радиопрозрачном обтекателе перед носовым воздухозаборником и индикатором в кабине для поиска



Правый пульт и борт кабины летчика самолета Су-15 (по макету)

воздушных целей;

- связную прямо-передающую УКВ-радиостанцию;
- радиополукомпас;
- ответчик опознания «Барий»;
- генератор ГС-3000.

На самолете устанавливался также обычный комплект пилотажно-навигационных приборов, приборов контроля работы двигателей и систем.

КАБИНА - герметичная вентиляционная с наддувом от компрессоров двигателей - вставлялась внутрь фюзеляжа и крепилась на его шпангоутах. Система наддува гермокабины обеспечивала необходимые давление, температуру и влажность на высотах полета до 15000 м.

На малых высотах (2000-3000 м) вентиляция кабины осуществлялась наружным воздухом, причем включение вентиляции было связано с автоматической разгерметизацией кабины. Температура в кабине регулировалась летчиком. Для

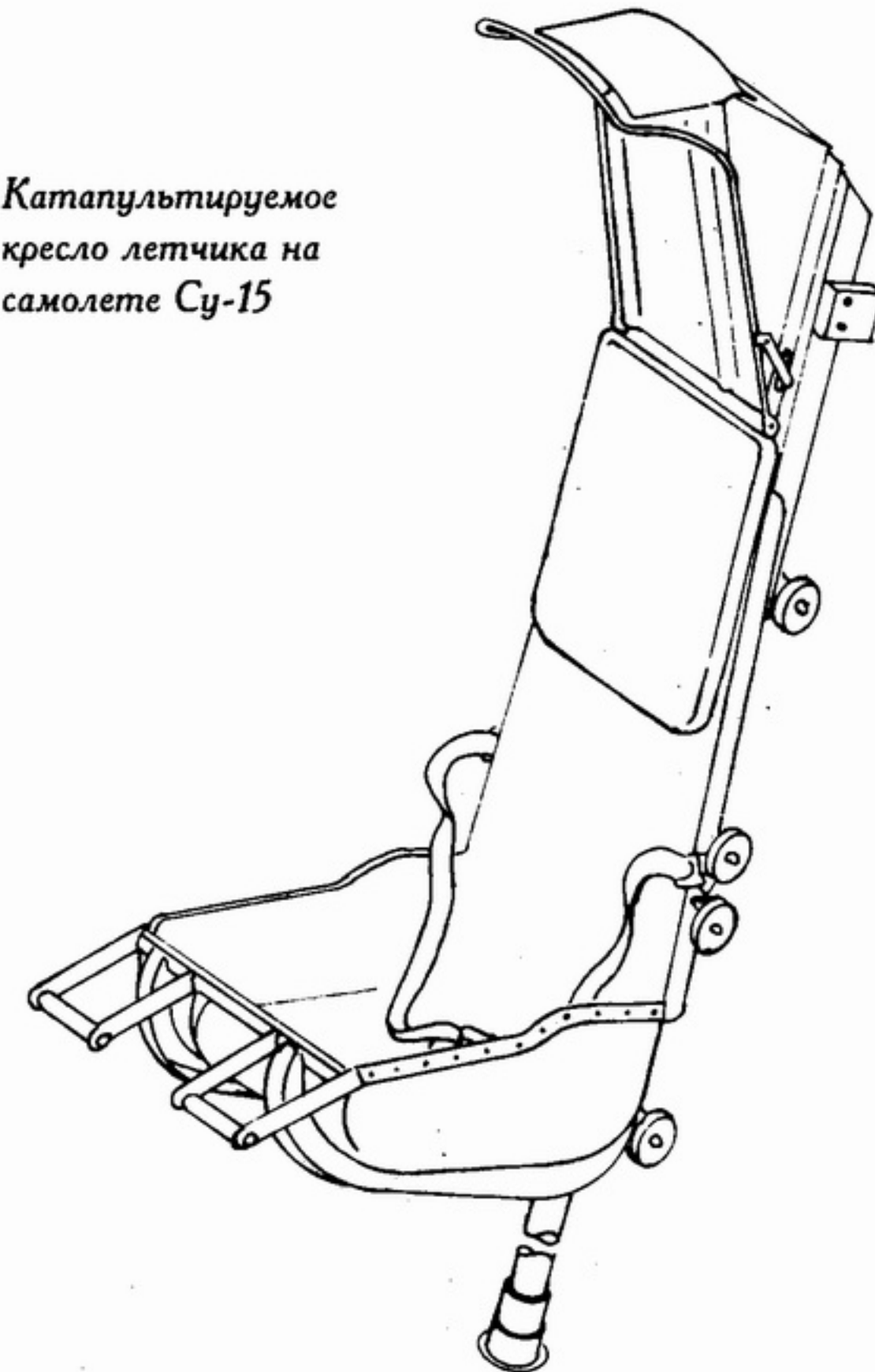
предохранения фонаря от запотевания предусматривался обдув стекол теплым воздухом. В кабине устанавливалось кислородное оборудование с прибором КП-14.

Фонарь кабины состоял из неподвижного козырька, откидывающейся вправо части и закабинного обтекателя.

Катапультируемое кресло, специально спроектированное для Су-15, имело отличительные особенности. При покидании самолета летчик одновременно приводил в действие все механизмы, связанные с катапультированием кресла, а также предохранительные средства в виде матерчатой шторки, закрывающей лицо. В начале хода шторки открывались замки фонаря, затем вытягивался предохранитель спуска пирокатапульти. Если фонарь не отделялся от фюзеляжа, дальнейшее приведение механизма в действие прекращалось, так как ход ручки ограничивался упором, и только после отделения фонаря появлялась возможность протянуть шторку дальше вниз, полностью закрыть лицо и в самом конце хода произвести спуск ударника и выстрел. Для увеличения хода кресла по направляющим на нем устанавливалась телескопическая тележка.

Переднее бронестекло фонаря имело толщину 100 мм. Бронеплиты толщиной 16 мм закрывали переднюю стенку кабины, а бронеплиты толщиной 12 мм - патронные ящики обеих пушек.

Катапультируемое кресло летчика на самолете Су-15



МОДИФИКАЦИИ

ДУБЛЕР Су-15

Дублер самолета Су-15 представлял собой истребитель-перехватчик с увеличенной дальностью полета. За счет некоторого уменьшения сечений воздушного канала заднего двигателя и незначительной перекомпоновки оказалось возможным довести количество горючего в фюзеляже с 2270 кг до 3000 кг. Кроме того, под крыльями на специальных пилонах предусматривалась установка подвесных баков емкостью 1600 кг. С таким запасом топлива самолет мог выполнять функции истребителя сопровождения. Стрелковое вооружение на самолете состояло из трех пушек калибра 37 мм. Одним из конструктивных отличий дублера Су-15 было то, что на нем впервые вместо сдвижного посадочного щитка должен был найти применение щиток типа «фаулер».

Дублер самолета Су-15 находился в постройке, однако в связи с прекращением работ по теме закончен не был.

УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫЙ ВАРИАНТ САМОЛЕТА Су-15

В соответствии с решением Государственной макетной комиссии по самолету Су-15 в 1948 г. был проработан эскизный проект его учебно-тренировочного варианта (Су-15УТ).

Кабина была удлинена назад за счет уменьшения бака для горючего, и в получившемся таким образом пространстве было установлено второе кресло для инструктора. У него имелись все органы управления и необходимое оборудование, включая и индикатор радиолокатора «Торий». Стрелковое вооружение состояло из одной пушки НС-37 и одного пулемета калибра 12,7 мм. Бронирование на учебно-тренировочном самолете не применялось.

❧ ❧ ❧

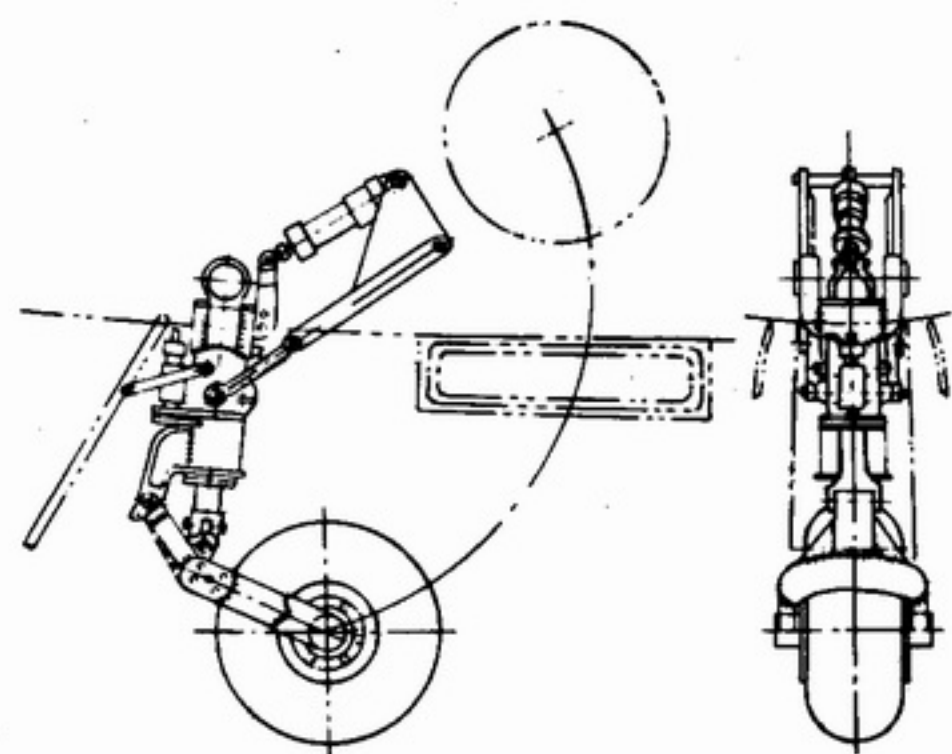
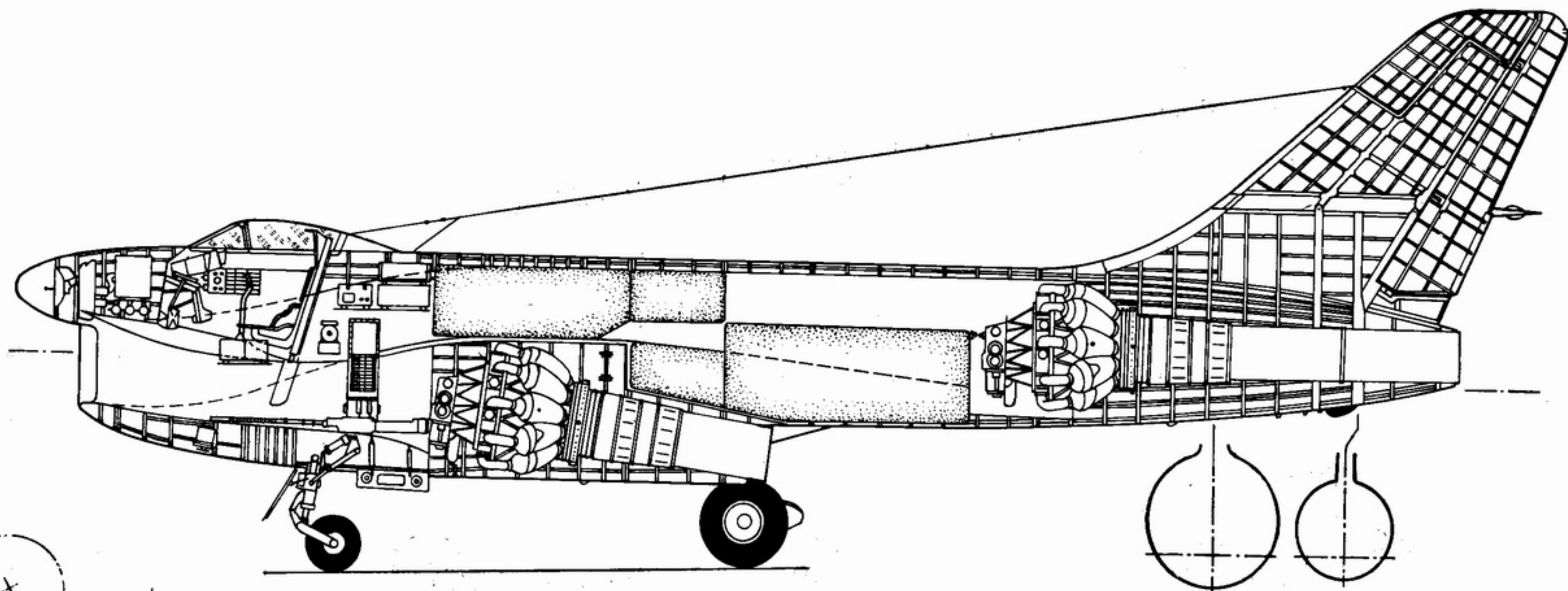
В ходе испытаний самолета Су-15 была достигнута скорость полета 1032 км/ч (0,888М) на высоте 4550 м и 985 км/ч (0,926М) на высоте 10950 м. После аварии все работы по самолету и его модификациям решением вышестоящих организаций были приостановлены. Скорость звука еще не была достигнута, истребитель Су-15 стал лишь очередным шагом на пути к преодолению звукового барьера.

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА Су-15

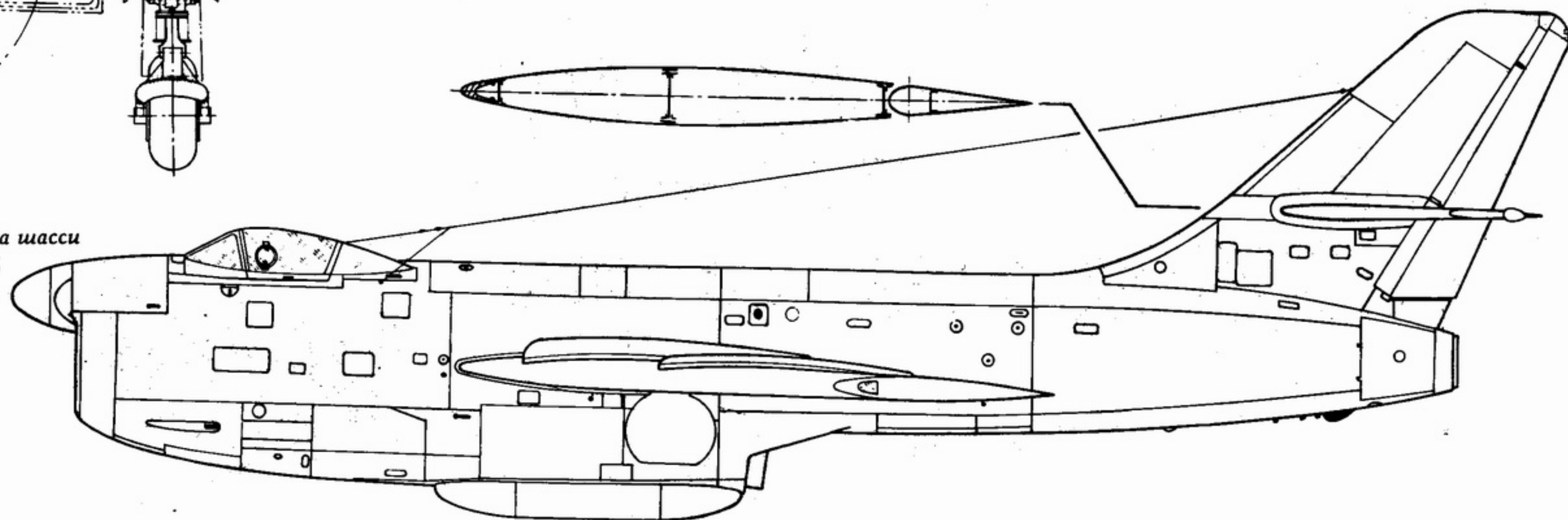
Длина самолета, м	15.44
Размах крыла, м	12.87
Площадь крыла, м ²	36.0
Двигатели:	
число и тип	2хРД-45Ф
тяга, кг	2х2270
Вес, кг:	
нормальный взлетный	10437
пустого самолета	7409
Максимальная скорость полета, км/ч:	
у земли	1032
на высоте 5000 м	1045
Время набора высоты 5000 м, мин	2.5
Практический потолок, м	15000
Дальность полета, км:	
нормальная	1050
максимальная (расчетная)	1600
Длина разбега, м	450
Длина пробега, м	600

Су-15 («П»)

масштаб 1/72

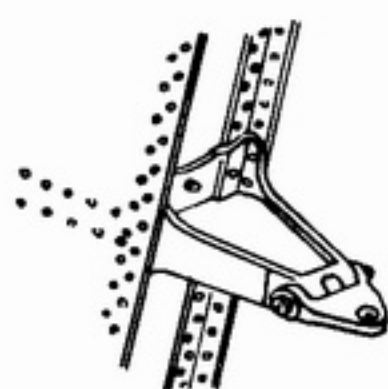
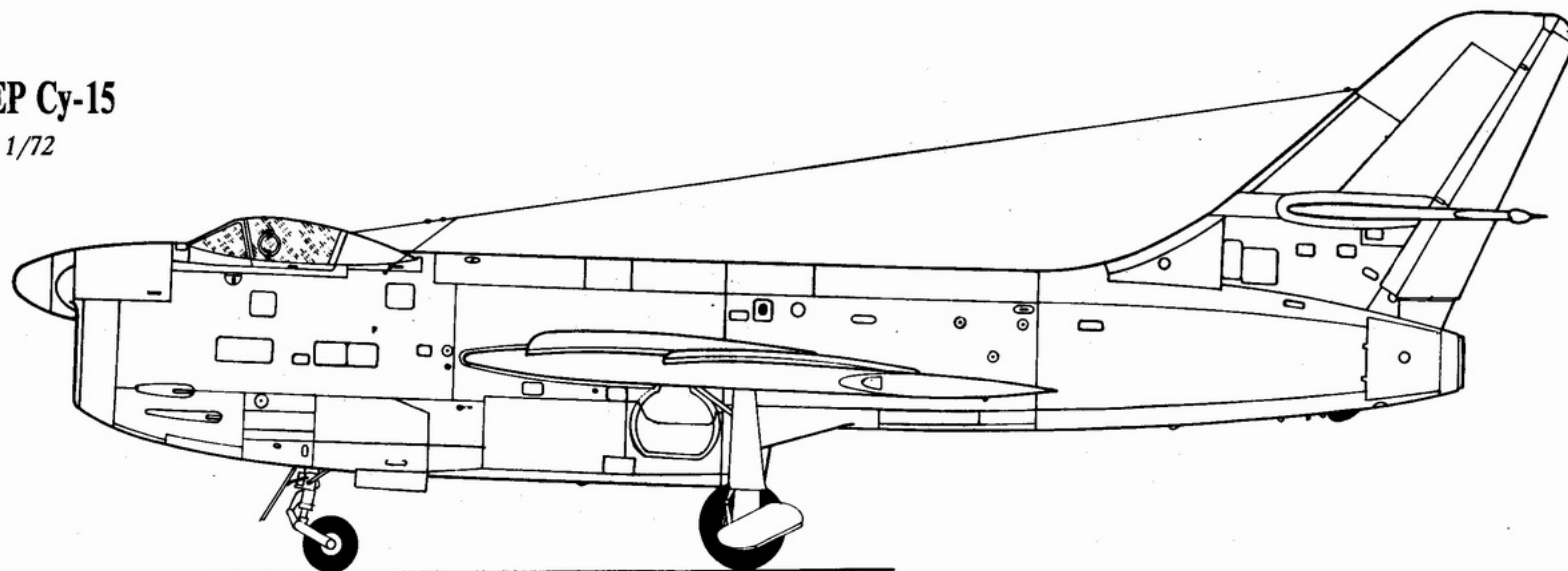


Передняя опора шасси
масштаб 1/36

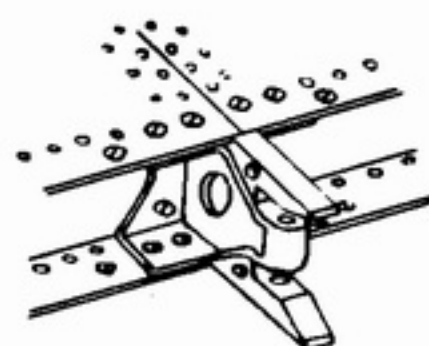


ДУБЛЕР Су-15

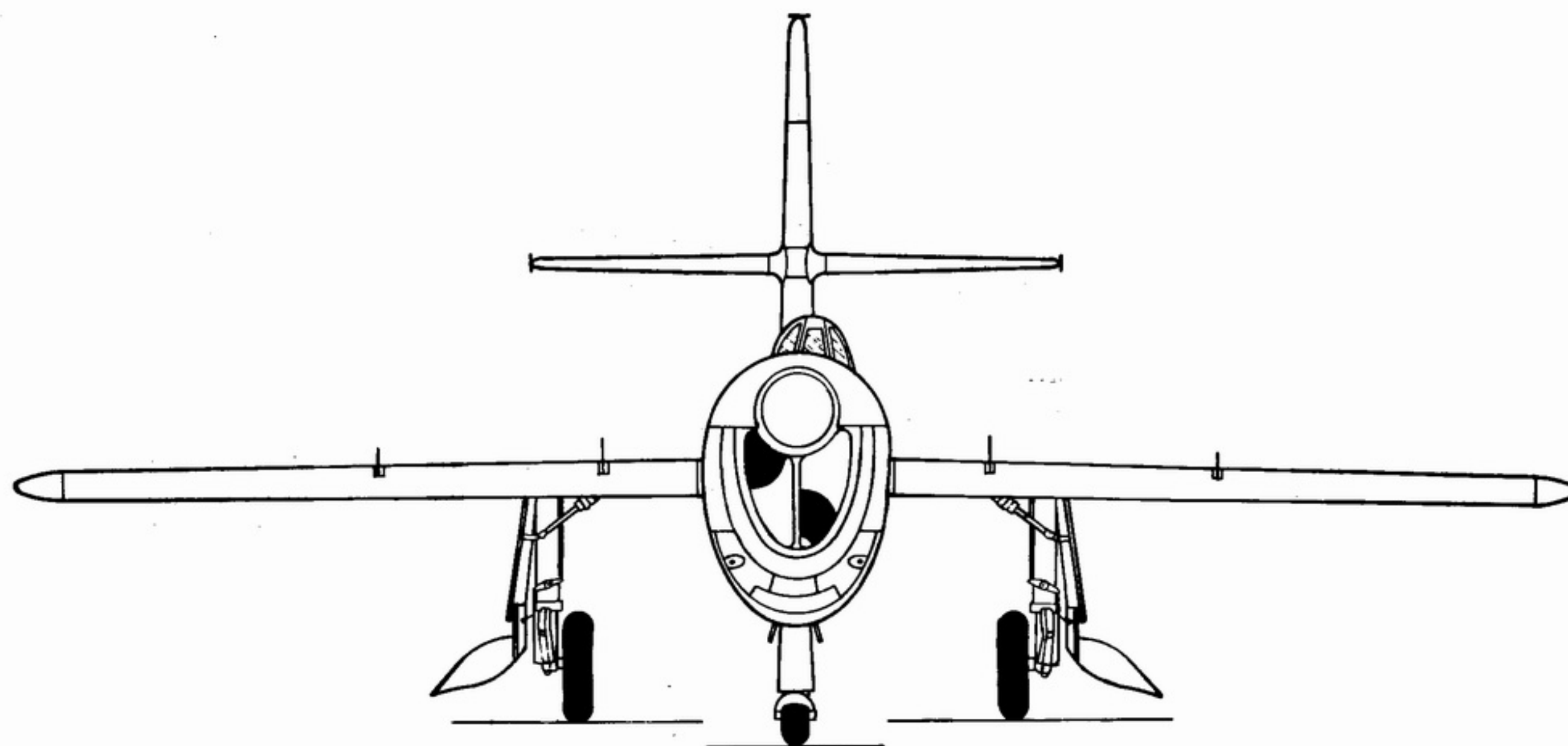
масштаб 1/72

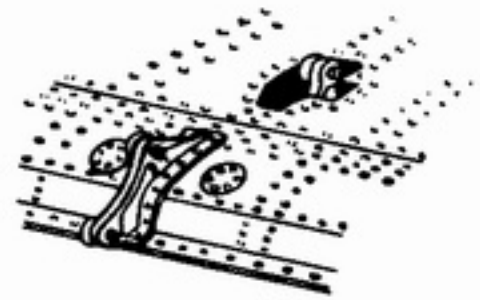


Узел навески руля направления

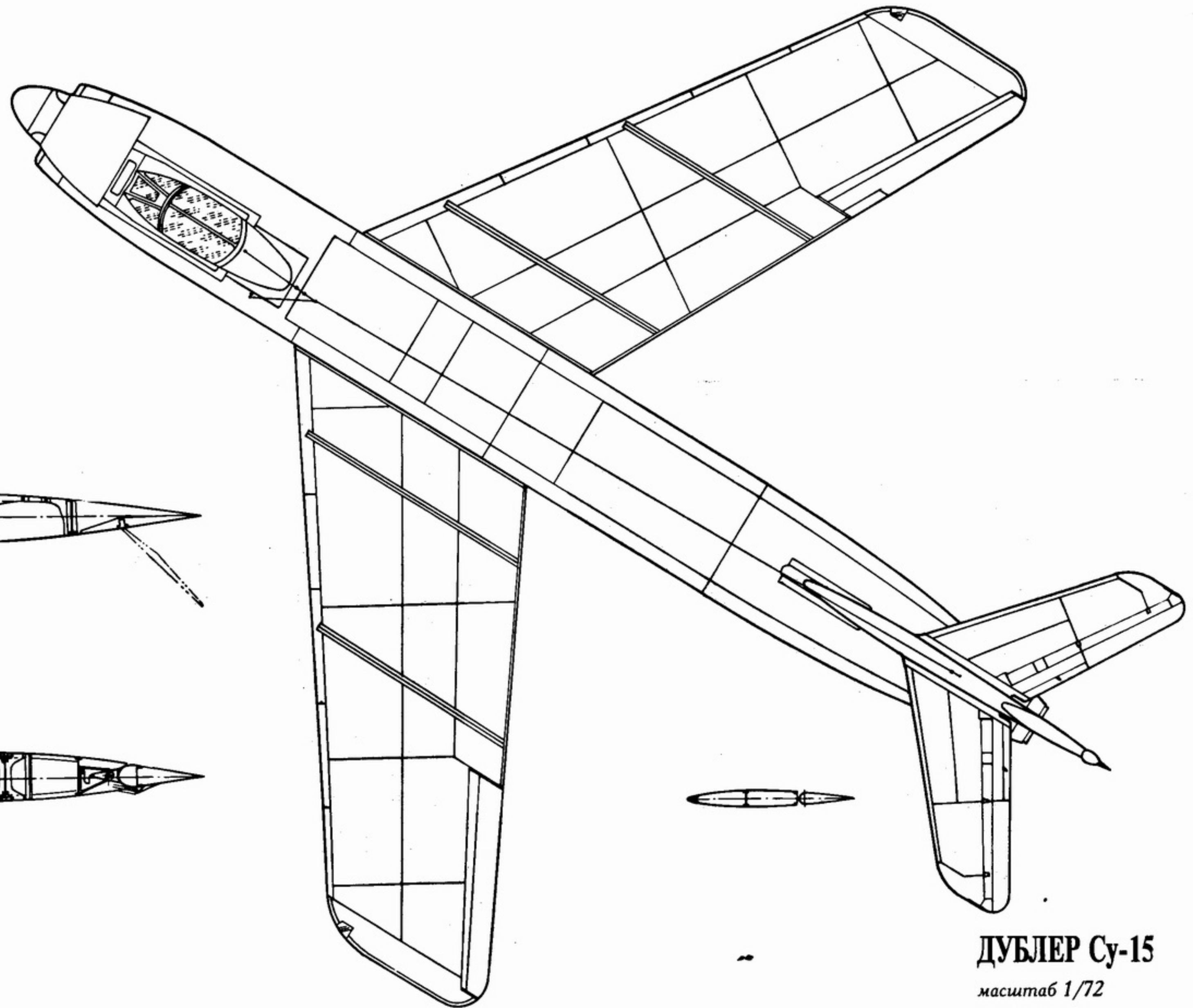
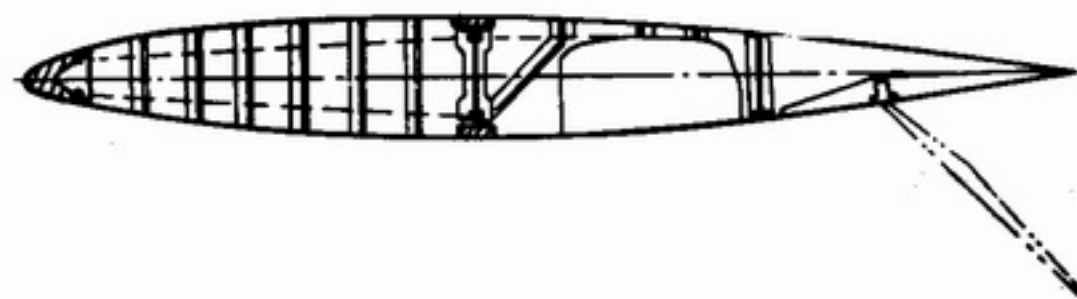


Узел навески руля высоты



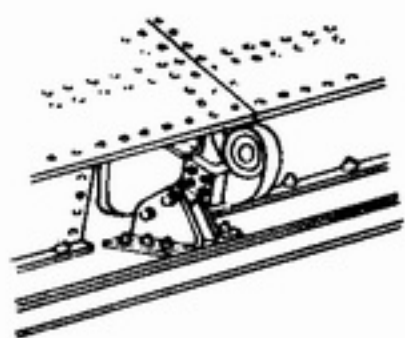


Кронштейн выдвижного
взлетно-посадочного щитка

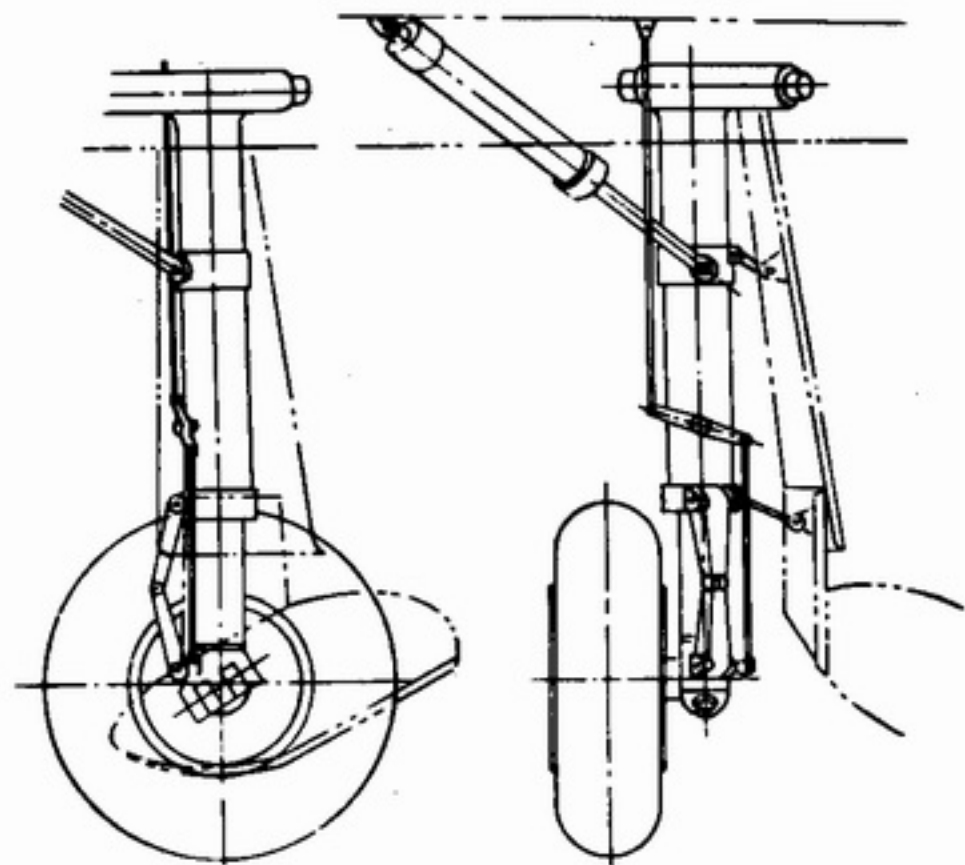


ДУБЛЕР Су-15

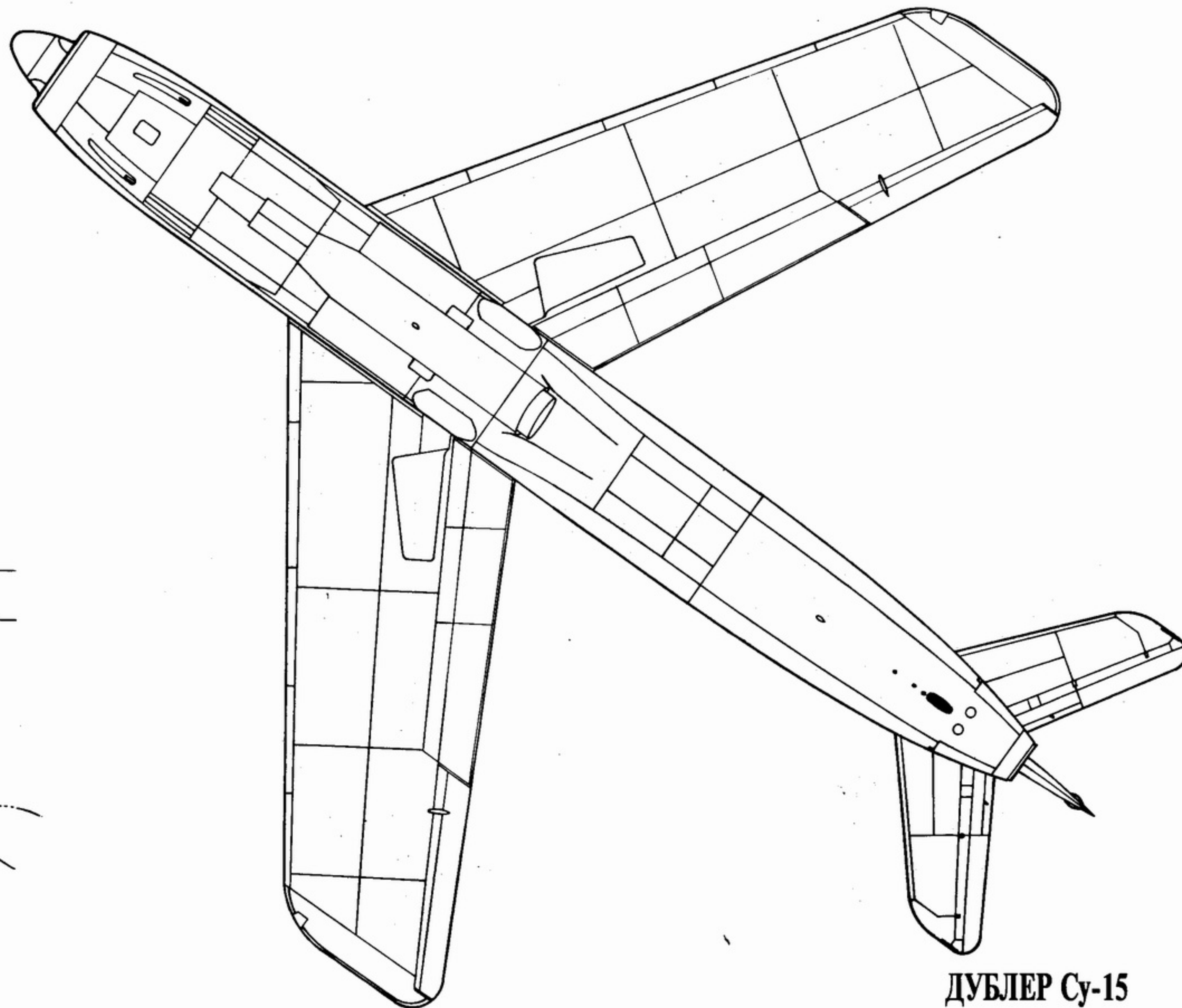
масштаб 1/72



Узел навески элерона

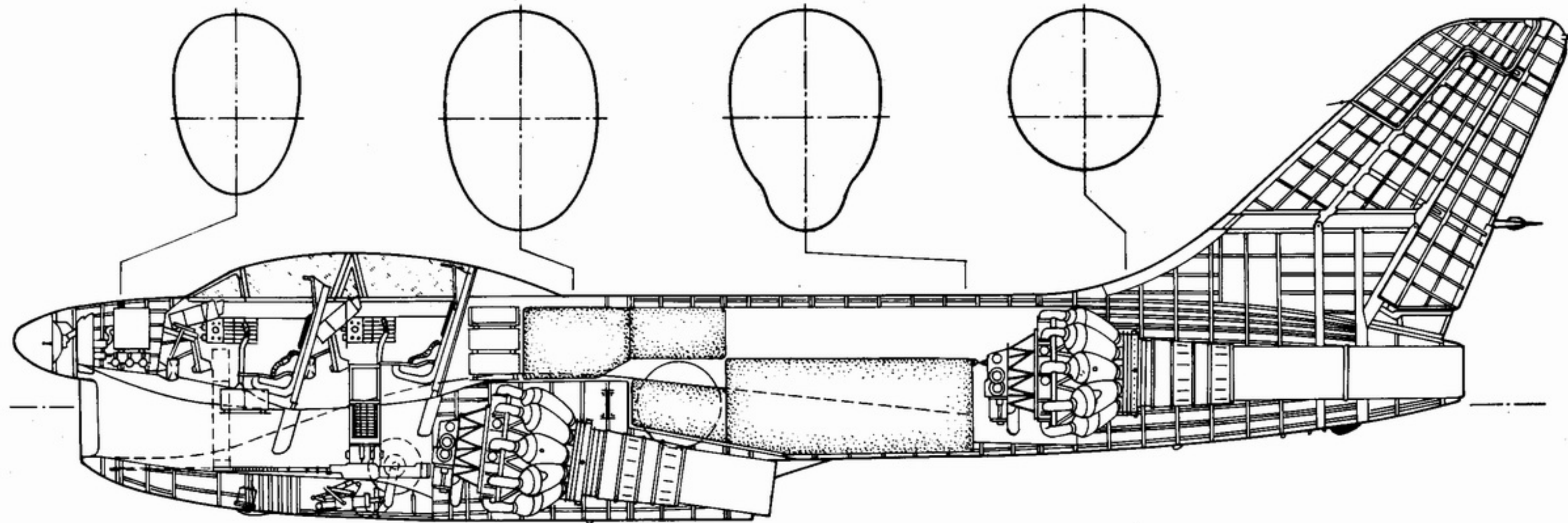


Основная опора шасси
масштаб 1/36



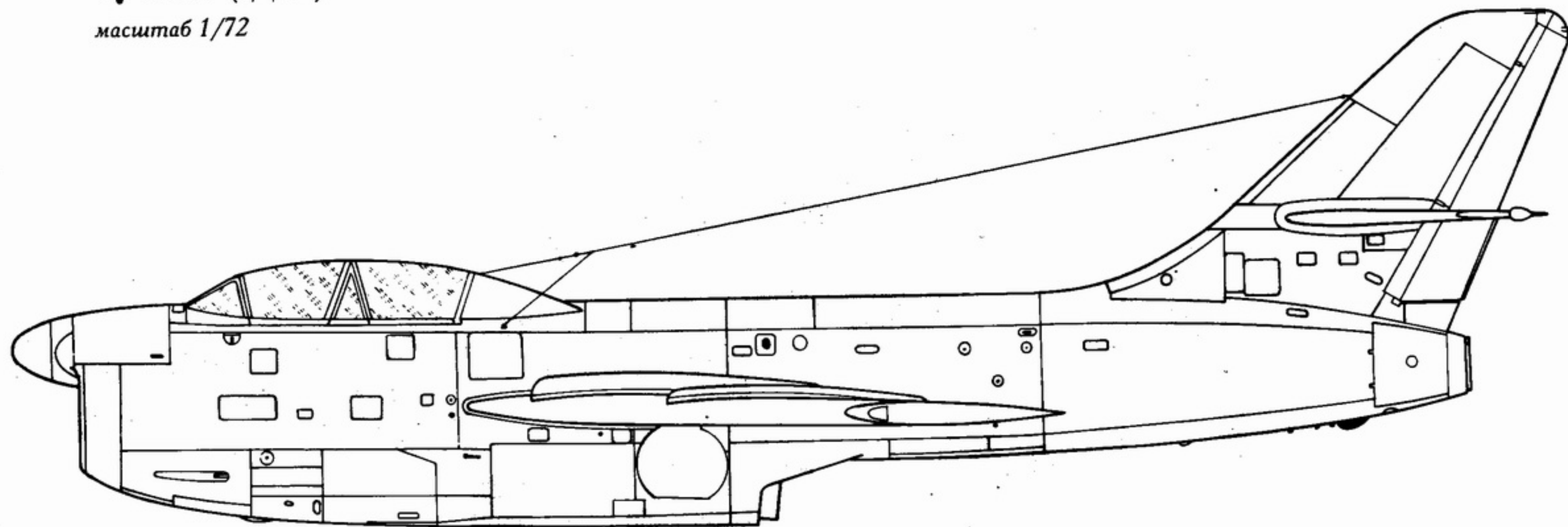
ДУБЛЕР Су-15

масштаб 1/72



Су-15УТ («ДП»)

масштаб 1/72



ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ Су-17 («Р»)

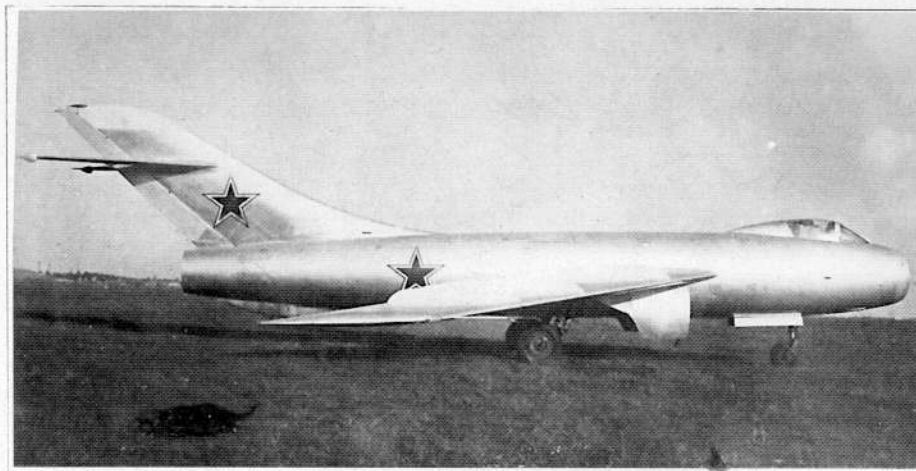
ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

Самолет Су-17 («Р») проектировался для достижения в установившемся горизонтальном полете скорости, соответствующей числу $M=1$, и исследования особенностей полета на скоростях, близких и равных звуковой. Кроме того, Су-17 мог служить прототипом серийного фронтового истребителя больших скоростей.

Одна из особенностей конструкции самолета состояла в том, что впервые в мире носовая часть фюзеляжа вместе с герметической кабиной была выполнена отделяемой. В настоящее время такой принцип реализован на американских самолетах типа F-111.

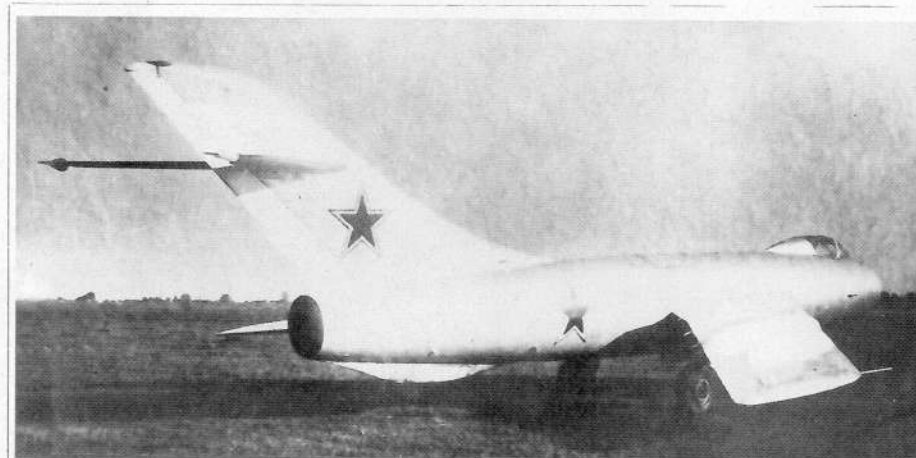
Самолет проектировался и строился согласно плану опытного самолетостроения на 1948-1949 гг., утвержденному постановлением Совета Министров СССР от 12 июня 1948 г., с расчетом на применение в двух вариантах: экспериментальном и боевом (с двумя пушками Н-37). В конце декабря 1948 г. Государственная макетная комиссия рассмотрела макет и эскизный проект самолета и в основном одобрила представленные материалы. Высказанные замечания были учтены при

Самолет Су-17. Вид 3/4 спереди



Самолет Су-17. Вид сбоку

Самолет Су-17. Вид 3/4 сзади



дальнейшем проектировании и постройке самолета, которые проводились по точным расчетам и экспериментальным данным.

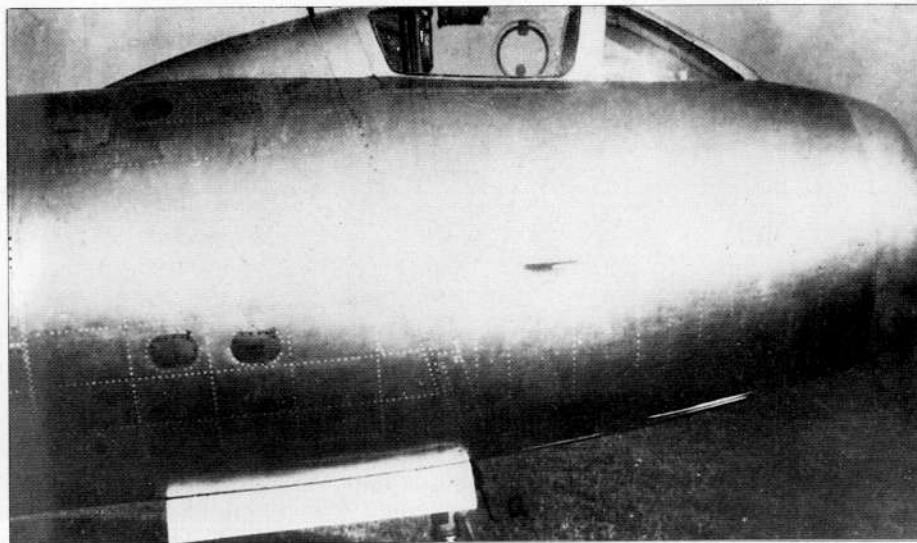
К лету 1949 г. сборка Су-17 была закончена, машину перевезли на аэродром, где Сергей Николаевич Анохин произвел ряд скоростных рулежек и подлетов. Ведущим инженером по испытаниям был В.П. Балуев.

Авария самолета Су-15 послужила поводом для запрета летных испытаний Су-17. В ноябре 1949 г. было принято решение о расформировании ОКБ П.О. Сухого. Опытный самолет, не совершив ни одного полета, был в 1950 г. передан в ЛИИ для наземных испытаний по отделению носовой части фюзеляжа, после чего испытывался на боевую живучесть под огнем авиационных пушек.

КОНСТРУКЦИЯ, ОБОРУДОВАНИЕ И ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА Су-17 («Р»)

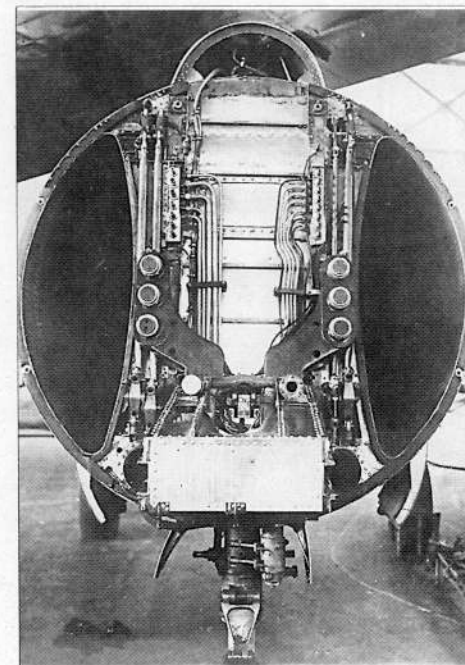
Самолет представлял собой цельнометаллический среднеплан со стреловидным крылом и одним двигателем ТР-3 конструкции А.М. Люльки, расположенным в фюзеляже за кабиной летчика. Воздух для питания двигателя поступал через носовой воздухозаборник и проходил по двум каналам, между которыми распола-

Общий вид отделяемой носовой части фюзеляжа самолета Су-17



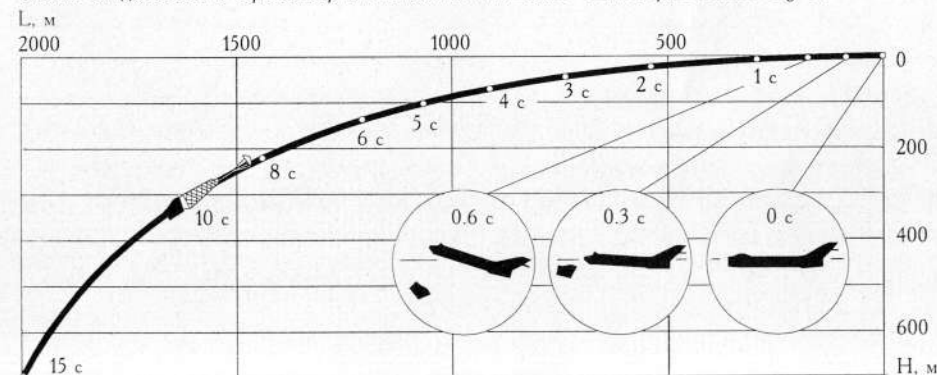
галась герметическая кабина летчика. В средней части фюзеляжа они соединялись, образуя перед входом в двигатель один канал круглого сечения.

ФЮЗЕЛЯЖ - типа монокок сигарообразной формы и круглого сечения - состоял из трех отдельных частей. В носовой части размещалась герметическая кабина вентиляционного типа с наддувом от компрессора двигателя. Носовая часть могла отделяться от самолета в полете в результате действия пороховой катапульты, расположенной под кабиной. Специальное направляющее устройство обеспечивало катапультирование носовой части под углом к оси самолета с относительной скоростью 10-12 м/с, что позволяло осуществлять отделение ее и при пикировании. Стабилизация носовой части после отделения



Вид на центральную часть фюзеляжа Су-17

осуществлялась специальным парашютным устройством, включавшим вытяжной и основной ленточный парашюты. Отделившуюся носовую часть летчик мог покинуть при помощи катапультируемого сиденья, которое могло использоваться и без отделения кабины. В конструкции катапультируемого сиденья



предусматривалась возможность изменения перегрузок от 18 при выбросе без отделения кабины до 5 при катапультировании из свободно падающей носовой части фюзеляжа.

Носовая часть крепилась к фюзеляжу при помощи трех специальных замков, один из которых находился на катапультирующем устройстве и два - на наклонном шпангоуте по линии развѐма. Стыки каналов воздухозаборников и стык по внешнему контуру носовой и средней частей фюзеляжа были загерметизированы.

В средней части располагались два мягких топливных бака. По бортам фюзеляжа перед двигателем размещались в убранном положении основные опоры шасси. По развѐму с хвостовой частью располагались передние узлы крепления двигателя.

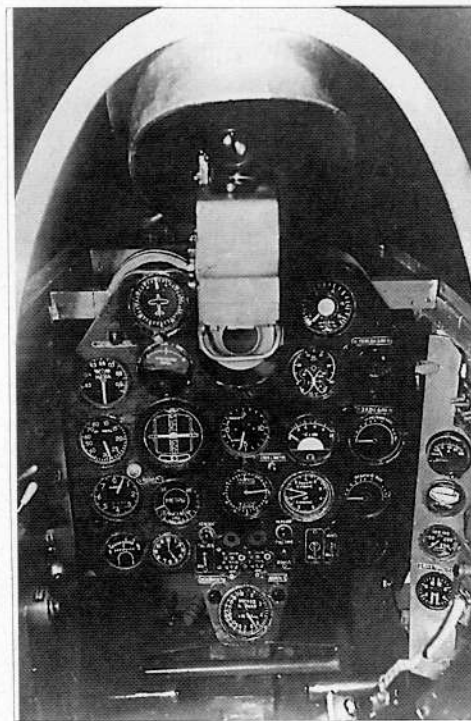
Хвостовая часть фюзеляжа для удобства замены двигателя была выполнена легкосъёмной, по бортам ее располагались тормозные щитки, отклонявшиеся на угол до 60°. Здесь находились задняя группа топливных баков, узлы крепления задней опоры двигателя и реактивного сопла, установка тормозного парашюта.

КРЫЛО - однолонжеронное, с двумя вспомогательными стенками в носке и хвостовой части - состояло из двух консолей, крепившихся по бортам к усиленному шпангоуту фюзеляжа. Угол стреловидности консолей по линии четвертой хорд 50°. У корня был применен профиль ЦАГИ-9030, на конце крыла - СР-3-12. Консоли имели угол поперечного V, равный -5°, и угол заклинивания, равный +1°30'. Крыло оснащалось элеронами с внутренней компенсацией, посадочными щитками типа «фаулер», расположенными между фюзеляжем и элеронами; левый элерон имел триммер.

ОПЕРЕНИЕ самолета - однокилевое со стабилизатором, поднятым над фюзеляжем. Стабилизатор регулировался на земле в пределах от +1°30' до -1°30'. Для всего оперения был применен симметричный профиль С-11-С-9.

ШАССИ - трехопорной схемы с передней опорой - монтировалось на средней части фюзеляжа. Система уборки шасси - гидравлическая с агрегатами высокого давления. Переход на систему с высоким давлением поставил задачу проектирования заново почти всех агрегатов гидросистемы. Передняя опора с колесом размером 530 x 230 мм убиралась назад по полету. Основные опоры с колесами размером 800 x 225 мм убирались в фюзеляж вперед. Тормоза колес основных опор - пневматические. На основе опыта работы с амортизаторами высокого давления на самолете Су-15 для Су-17 было спроектировано шасси, где такой тип амортизаторов применялся как на передней, так и на основных опорах.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА включала турбореактивный двигатель ТР-3 с



Приборная доска самолета Су-17 (макет)

осевым компрессором, устанавливавшийся по оси фюзеляжа в хвостовой его части.

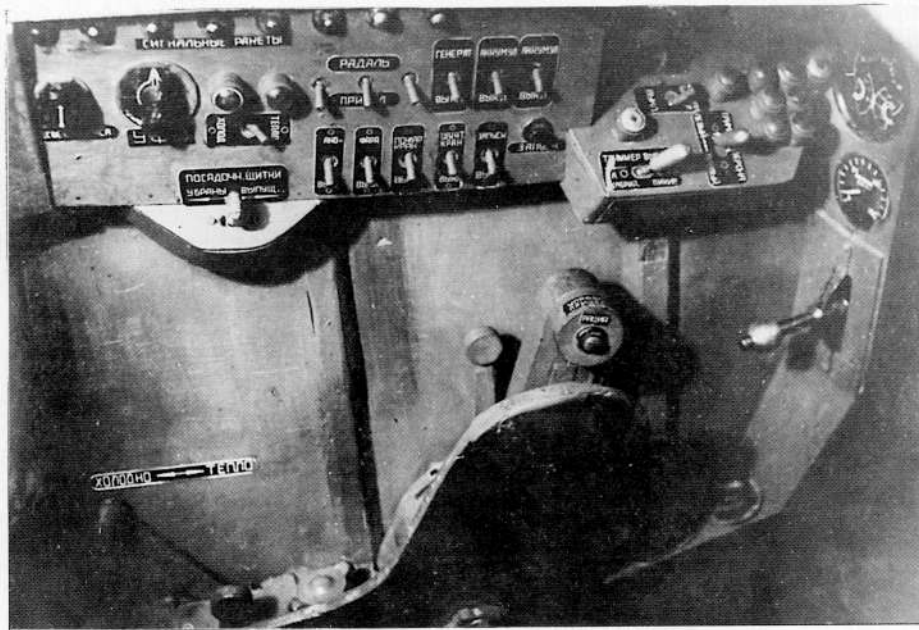
Топливная система состояла из двух групп баков, расположенных в фюзеляже. Первая группа размещалась непосредственно за кабиной летчика, вторая - в кольцевом промежутке между обшивкой фюзеляжа и выхлопной трубой двигателя. В первую группу входили два мягких бака и один металлический бак (№ 3). Во вторую группу - металлические баки.

Топливо из второй группы баков перекачивалось в бак № 1 первой группы с помощью электронасоса. Бак № 3 первой группы, расходный, был снабжен отсеком, обеспечивавшим работу двигателя при отрицательных перегрузках. Кроме того, под самолет можно было подвесить два дополнительных топливных бака емкостью по 300 л каждый.

Равномерность выработки топлива из баков обеих групп обеспечивалась автоматом перекачки, установленным в расходном баке. На самолете имелись противопожарная углекислотная установка и система заполнения топливных баков нейтральным газом от специального баллона.

ВООРУЖЕНИЕ предусматривавшегося боевого варианта самолета предполагало установку внизу средней части фюзеляжа двух пушек Н-37 калибра 37 мм, оба ствола которых проходили через носовую часть под кабиной летчика. Снаряды пушек (в количестве 80 штук) располагались за кабиной в рукавах, которые опоясывали воздушные каналы силовой установки. Аналогичная схема размещения снарядов в рукавах питания была впоследствии применена на самолетах Су-7 и его многочисленных модификациях.

УПРАВЛЕНИЕ самолетом - жесткое. В месте отделения кабины развѐмные



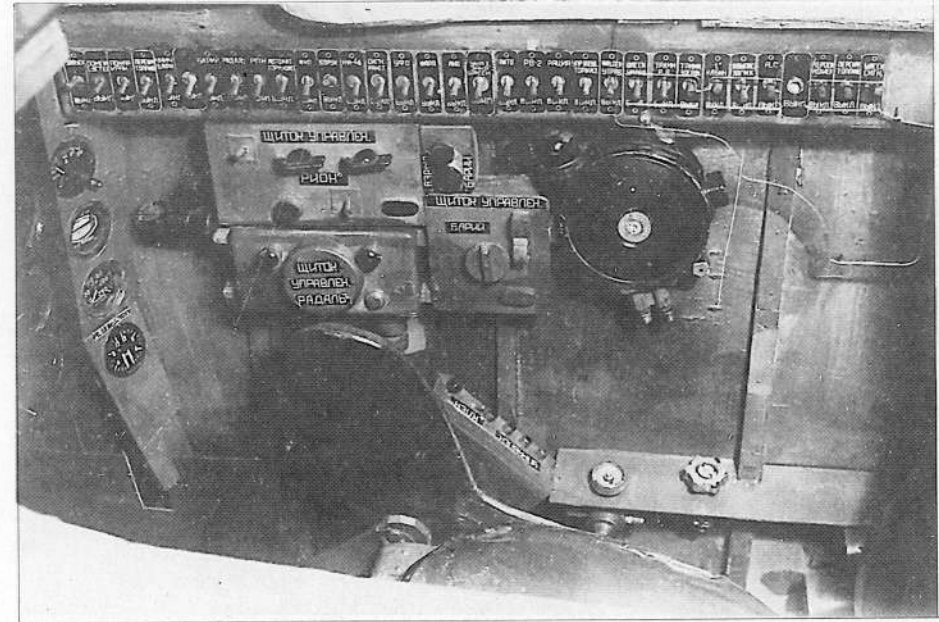
Левый борт кабины Су-17 (макет)

звенья механизмов управления самолетом передавали движение, работая только на сжатие. В системе управления элеронами был установлен обратимый бустер, в системе управления рулями бустер работал по необратимой схеме.

Управление посадочными и тормозными щитками - гидравлическое; в аварийном режиме управление выпуском тормозных щитков, шасси и посадочных щитков - пневматическое. В системе управления тормозами колес устанавливались автоматы торможения.

ОБОРУДОВАНИЕ самолета включало:

- связную приемо-передающую УКВ-радиостанцию РСНУ-3;
- радиополукомпас «РИОН»;
- ответчик опознавания «Барий М»;
- радиовысотомер малых высот РВ-2 с внутренними антеннами;
- автоматический стрелковый прицел с радиодальномером;
- генератор ГС-3000;
- махметр;
- фотопулемет С-13;



Правый борт кабины Су-17 (макет)

- кислородное оборудование;
- аэрофотоаппарат АФА-39 для планового фотографирования и др.

КАБИНА летчика имела фонарь, выполненный из оргстекла с плоским передним бронестеклом толщиной 100 мм. Средняя часть фонаря с форточкой на левом борту, открывавшаяся в сторону, при катапультировании летчика автоматически сбрасывалась. В системе управления катапультируемым креслом предусматривалась блокировка, которая при закрытом фонаре исключала катапультирование.

Бронирование состояло из трех бронеплит спереди и двух - сзади. Бронеплиты толщиной от 7 до 38 мм и бронестекло весили вместе 141 кг.

Наддув и обогрев кабины обеспечивался компрессором двигателя. Давление в кабине до высоты 7000 м поддерживалось регулятором давления постоянным и равным 500 мм рт. ст., а на высотах свыше 7000 м сохранялся перепад давления, равный 230 мм рт. ст.

В кабине устанавливался обычный комплект пилотажно-навигационных приборов, приборов контроля работы двигателя и приборов герметической кабины.

❧ ❧ ❧

20 мая 1953 г. ОКБ было восстановлено, а П.О. Сухой был назначен Главным конструктором ОКБ-1 Министерства авиационной промышленности СССР. Постановлением Совета Министров СССР 5 июля П.О. Сухому было дано задание спроектировать и построить одноместный скоростной самолет в вариантах перехватчика и фронтового потребителя, а уже к 28 октября того же года конструкторским бюро был разработан и представлен эскизный проект фронтового истребителя «С».

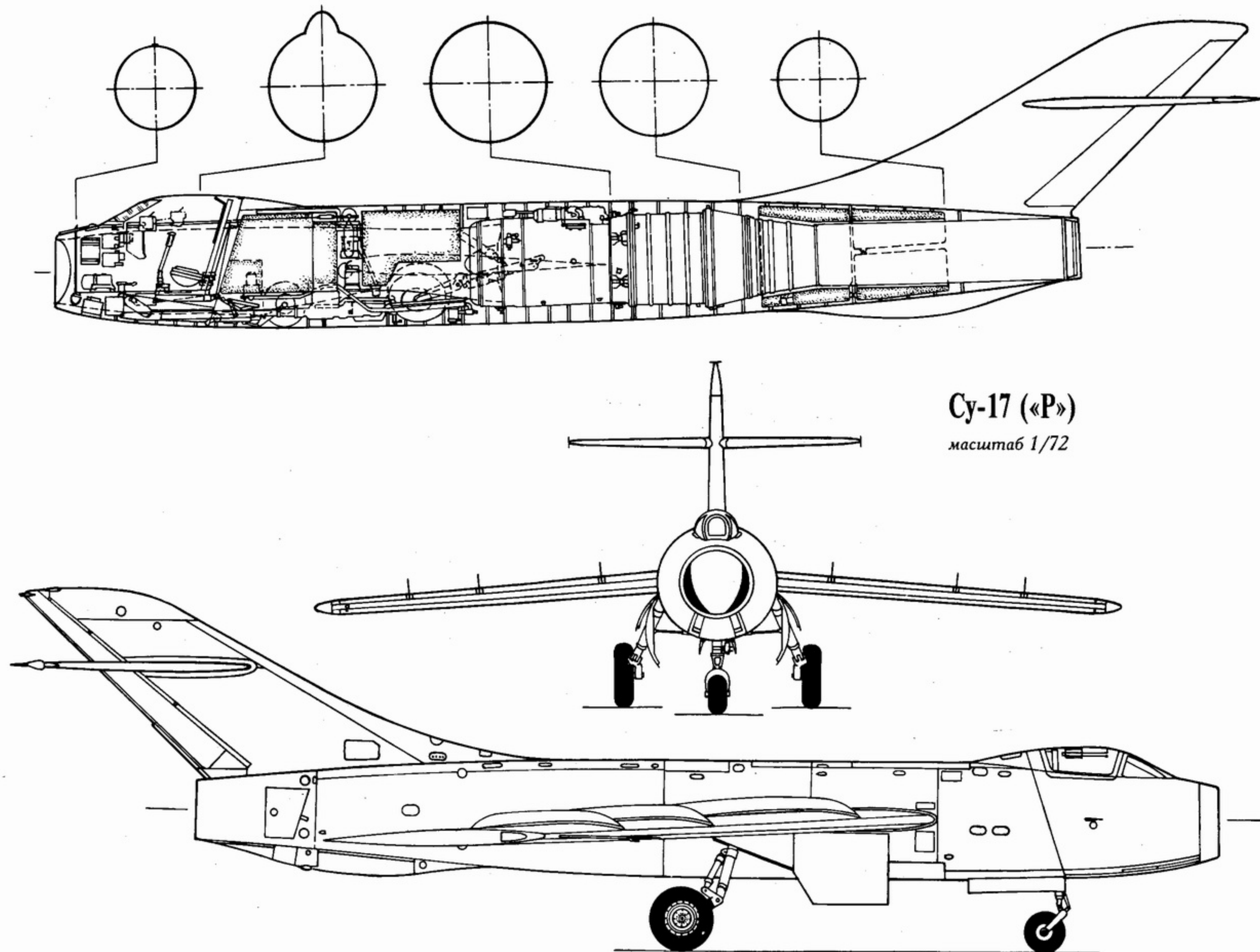
У многих возникает вопрос: как можно было разработать проект турбореактивного истребителя второго поколения всего за три с небольшим месяца? Получив возможность для самостоятельного проектирования, П.О. Сухой в кратчайшие сроки собрал почти весь руководящий состав ОКБ, разрабатывавший Су-17 («Р») в 1949 г. Этот коллектив и определял облик новой машины в 1953 г., во многом используя опыт, накопленный при проектировании и постройке самолета «Р».

Оба самолета являлись фронтовыми истребителями с очень близкими аэродинамической схемой, размерностью, нагрузкой на крыло, компоновкой, конструкцией и технологическими решениями всего самолета и отдельных систем и агрегатов. Поэтому самолет Су-17 («Р») можно по праву назвать прототипом целого семейства самолетов второго и третьего поколений: С-1, Су-7, Су-7Б, Су-17 и др.

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА Су-17

	Экспериментальный вариант	Боевой вариант
Длина самолета, м	15.253	15.253
Размах крыла, м	9.95	9.95
Площадь крыла, м ²	27.5	27.5
Двигатель:		
тип	ТР-3	ТР-3
тяга, кг	4600	4600
Вес, кг:		
нормальный взлетный	7390	7890
пустого самолета	6240	5932
Максимальная скорость полета, км/ч:		
у земли	1252	1209
на высоте 5000 м	1207	1207
Время набора высоты 10000 м, мин	3.5	4.4
Практический потолок, м	15000	15000
Дальность полета, км:		
нормальная	855	855
максимальная	1080	1080
Длина разбега, м	450	460
Длина пробега, м	660	755

Примечание. Летные характеристики самолета - расчетные.



Су-17 («Р»)

масштаб 1/72

